



João Miguel Perpétuo Gomes

Licenciado em Ciências de Engenharia Mecânica

Aplicação de modelos computacionais no apoio à certificação de assentos de aeronaves

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Mecânica

Orientadora: Professora Doutora Marta Isabel Pimenta Verdete
da Silva Carvalho, Professora Auxiliar,
Faculdade de Ciências e Tecnologia
Universidade Nova de Lisboa

Co-orientadora: Mestre Ana Patrícia Cardoso Martins, Investigadora
UNIDEMI,
Faculdade de Ciências e Tecnologia
Universidade Nova de Lisboa

Júri

Presidente: Doutor Rui Fernando dos Santos Pereira Martins
Arguente: Doutor Luís Alberto Gonçalves de Sousa
Vogal: Doutora Marta Isabel Pimenta Verdete da Silva Carvalho



FACULDADE DE
CIÊNCIAS E TECNOLOGIA
UNIVERSIDADE NOVA DE LISBOA

Setembro, 2018

Aplicação de modelos computacionais no apoio à certificação de assentos de aeronaves

Copyright © João Miguel Perpétuo Gomes, Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade NOVA de Lisboa.

A Faculdade de Ciências e Tecnologia e a Universidade NOVA de Lisboa têm o direito, perpétuo e sem limites geográficos, de arquivar e publicar esta dissertação através de exemplares impressos reproduzidos em papel ou de forma digital, ou por qualquer outro meio conhecido ou que venha a ser inventado, e de a divulgar através de repositórios científicos e de admitir a sua cópia e distribuição com objetivos educacionais ou de investigação, não comerciais, desde que seja dado crédito ao autor e editor.

À minha avó.

Agradecimentos

Para a realização deste trabalho quero primeiramente agradecer à minha orientadora Professora Doutora Marta Carvalho e à minha co-orientadora Mestre Ana Patrícia Martins por me terem orientado na realização desta dissertação, apoiado e se terem mostrado sempre disponíveis para as minhas questões, proporcionando sempre um ambiente profissional bastante agradável. Um agradecimento especial ao Professor Doutor Hamid Lankarani que se demonstrou disponível e facultou material que contribuiu bastante para o enriquecimento do conteúdo presente neste trabalho.

Aos meus amigos, especialmente aos que me acompanharam e fizeram parte do meu dia a dia neste percurso académico, pelo apoio que sempre me prestaram e disponibilidade que dispuseram para me ajudar em qualquer adversidade proporcionando um agradável ambiente de cooperação.

Por fim e o mais importante, quero agradecer aos meus familiares que me permitiram ter a possibilidade tanto de iniciar como concluir este curso, que estiveram sempre presentes para me dar todo o apoio nesta importante etapa da minha vida tantos nos maus como nos bons momentos, acreditando sempre nas minhas capacidades. Sem eles, tanto o percurso académico que tomei como a realização deste trabalho não seriam possíveis.

Resumo

O presente trabalho consiste no desenvolvimento de modelos de elementos finitos em *LS-DYNA* para o apoio à certificação de assentos de aeronaves. Os testes de certificação destes assentos são baseados em ensaios dinâmicos com um *crash-dummy* posicionado no assento. Neste tipo de testes existe um grande dispêndio de tempo e custo, relacionados com o rigor e complexidade associados a este tipo de teste bem como a preparação ao correcto posicionamento do *crash-dummy*. Surge então a necessidade de desenvolver modelos computacionais como apoio à certificação para a redução do custo e tempo associados a estes ensaios.

Como objecto de estudo utilizou-se um assento descontinuado que equipava aeronaves pertencentes à empresa Transportes Aéreos Portugueses (TAP). O trabalho dividiu-se em duas partes, a construção do modelo numérico do assento e a sua implementação de forma a efectuar as simulações computacionais com base na actual regulamentação deste tipo de certificações. Para a construção do modelo numérico do assento foi utilizada como base uma geometria existente em CAD, tendo sido construída a malha de elementos finitos no *software LS-PrePost*. A partir do modelo geométrico e tendo como premissa as simulações a realizar, foi realizada uma análise e decisão sobre quais os componentes a modelar com elementos do tipo *Solid* e *Shell*, bem como simplificações a executar, dado que se trata de um modelo bastante pormenorizado tanto nos detalhes geométricos como na quantidade dos componentes que o constituem. Após definir a malha de elementos finitos foram definidos os modelos dos materiais, propriedades das secções e ligações dos contactos das partes para posterior montagem e obtenção do modelo numérico final do assento. Após esta fase é posicionado o modelo numérico do passageiro e modelado o sistema de restrição e impostas as condições de fronteira para proceder às simulações numéricas que replicam os testes da certificação.

Através das simulações realizadas é efectuada uma análise à resposta estrutural do assento de aeronave em estudo dando ênfase à distribuição de tensões presente nos componentes de carácter estrutural e a sua deformação, às solicitações presentes no sistema de restrição e à resposta biomecânica do *crash-dummy*. Nesta análise é verificado um comportamento rígido do assento, com níveis de deformação no domínio elástico, e face às simulações computacionais o *crash-dummy* apresenta uma boa correlação cinemática com os testes experimentais já observados.

Palavras-chave: Modelação numérica, Elementos finitos, *Crashworthiness*, Biomecânica do Impacto, *LS-DYNA*.

Abstract

The present work consists of the development of finite element models in LS-DYNA to support the certification of aircraft seats. The certification tests for these seats are based on dynamic tests with a crash-dummy positioned on the seat. In this type of tests there is a great deal of time and cost, related to the rigor and complexity associated with this type of test as well as the preparation to the correct positioning of the crash-dummy. A need for development of computational models to support certification urges for time and cost reduction associated to these tests.

As a study object, a discontinued seat was used, which equipped aircrafts belonging to the company Transportadora Aérea Portuguesa (TAP). The work was divided in two parts, numerical model construction of the seat and its implementation in order to carry out the computational simulations based on the current regulation. For the the numerical model construction an existing geometry in CAD of the seat was used as a start , being the construction of the finite element mesh made in the software LS-PrePost. From the geometric model and based on the simulations to be carried out, an analysis and a decision was made on which components would be modeled with elements of the Solid and Shell type, as well as the simplifications which were to be executed, since it is a quite detailed model, both in terms of geometric details and in quantity of the constituent components. After defining the finite element mesh, the material models, section properties and contact connections of the parts were defined for subsequent assembly therefore obtaining the final numerical model of the seat. After this phase the existing passenger numerical model for the LS-DYNA software is positioned and the constraint system is modeled. Finally, initial conditions were imposed to carry out the numerical simulations that replicate the certification tests.

Through the simulations carried out, an analysis of the structural response of the aircraft seat under study is made, emphasizing the stress distribution present in the structural components and their deformation, the stresses present in the restraint system and the biomechanical response of the crash-dummy. In this analysis a rigid behavior of the seat is verified, with deformation levels in the elastic domain, and throughout the computational simulations the crash-dummy presents a good kinematic correlation with the experimental tests already observed.

Keywords: Numeric modeling, Finite elements, *Crashworthiness*, Injury Biomechanics, *LS-DYNA*.

Índice

Índice de Figuras	xv
-------------------	----

Índice de Tabelas	xvii
-------------------	------

1	Introdução	1
1.1	Motivação e Objectivos	1
1.2	Estado de Arte	3
1.3	Objecto de Estudo e Estrutura da Dissertação	5
2	Regulamentação da Certificação de Assentos de Aeronaves	9
2.1	Certificação	10
2.2	Ensaio de Impacto Dinâmico	10
2.2.1	Teste I	12
2.2.2	Teste II	13
2.3	Dispositivos de Teste Antropomórficos	14
2.4	CrITÉRIOS de Lesão	17
2.4.1	Lesão na Região Cabeça	18
2.4.2	Lesão na Região Lombar	19
2.4.3	Lesão na Região Torácica	20
2.4.4	Lesão no Fémur	20
2.4.5	Lesão na Região Abdominal	20
2.5	Certificação Virtual	21
2.5.1	Advisory Circular 20-146	21
3	Construção do Modelo Numérico	23
3.1	Modelo Geométrico	24
3.2	Modelo Numérico	26
3.2.1	Modelação da Chapa do Assento	27
3.2.2	Modelação dos Parafusos	29
3.2.3	Modelação do Componente Estrutural Tubular Dianteiro	32
3.2.4	Modelação dos Componentes Através de Elementos do tipo <i>Shell</i> .	33
3.2.5	Modelação dos Componentes Através de Elementos do tipo <i>Solid</i> .	34
3.2.6	Modelação da Espuma do Assento	37

3.2.7	Definição de Ligações da Cadeira	37
3.2.8	Definição de Contactos na Cadeira	40
3.2.9	Posicionamento do ATD	43
3.2.10	Modelação e Posicionamento do Cinto	44
3.2.11	Definição das Condições de Fronteira	45
4	Resultados e Discussão das Simulações Computacionais	49
4.1	Complicações Encontradas na Simulação Numérica	50
4.2	Teste II com Penetração do Cinto na Região Pélvica	53
4.2.1	Trajectória da cabeça do ocupante	53
4.2.2	Solicitações no Sistema de Restrição	54
4.3	Teste II	54
4.3.1	Trajectória da cabeça do ocupante	54
4.3.2	Solicitações no Sistema de Restrição	56
4.3.3	Esforços Presentes na Cadeira	56
5	Conclusões e Trabalhos Futuros	69
	Referências Bibliográficas	71

Índice de Figuras

1.1	Crescimento de passageiros no transporte aéreo dos países pertencentes à União Europeia 2015-2016	1
1.2	Número de acidentes em voos comerciais de transporte de passageiros no mundo 2008-2018	2
1.3	Número de casos fatais em voos comerciais de transporte de passageiros no mundo 2008-2018	3
1.4	Modelo do assento em estudo	6
1.5	Fluxo de procedimentos	8
2.1	Perfil do pulso de aceleração em função do tempo	11
2.2	Perfil experimental do pulso de aceleração em função do tempo	11
2.3	Disposição do sistema no Teste I	12
2.4	Perfil do pulso de aceleração do Teste I	12
2.5	Disposição do sistema no Teste II	13
2.6	Perfil do pulso de aceleração do Teste II	13
2.7	Sistema utilizado para simular a deformação do chão	14
2.8	Posicionamento do cinto recomendado	21
3.1	Modelo em CAD da cadeira	24
3.2	Lei constitutiva do material dos componentes da cadeira	27
3.3	Chapa que constitui o assento	28
3.4	Modelação da chapa do assento	28
3.5	Modelação dos parafusos através da <i>spider mesh</i>	29
3.6	Ligação entre as costas e os componentes estruturais da cadeira em modelo CAD	30
3.7	Modelação do parafuso com elementos	30
3.8	Modelação da ligação entre as costas e os componentes estruturais da cadeira	31
3.9	Uso do comando *BOUNDARY_ SPC_ SET	32
3.10	Representação da modelação do tubo	32
3.11	Componentes compostos por elementos do tipo <i>Shell</i>	33
3.12	Exemplo de uma boa prática de modelação com a presença elementos do tipo <i>Shell</i> triangulares	34

3.13 Separação da geometria	35
3.14 Junção das várias partes que compõem a malha final do componente	35
3.15 Componentes compostos por elementos do tipo <i>Solid</i> e <i>Shell</i>	36
3.16 Lei constitutiva do material usado para caracterizar a espuma do assento	37
3.17 Uso do comando *CONSTRAINED_ SHELL_ TO_ SOLID	38
3.18 Ligação entre o encosto e a parte estrutural	39
3.19 Ligação entre a cadeira e o chão	39
3.20 Ligação realizada na modelação dos parafusos	40
3.21 Conjunto com o cinto modelado	45
3.22 Curva do comportamento do material usado para caracterizar a cinto de segurança	45
3.23 Pulso imposto na simulação do Teste I	46
3.24 Pulso imposto na simulação do Teste II	46
4.1 Partes do ATD que apresentaram problemas de volume negativo	50
4.2 Penetração cinto modelado no ATD	51
4.3 Parte <i>PELVICFO</i> com o cinto modelado	51
4.4 Trajectória da cabeça do ATD (SOFT=0)	53
4.5 Solicitações no cinto no Teste II com penetração pélvica	54
4.6 Trajectória da cabeça do ATD (SOFT=1)	55
4.7 Trajectória da cabeça do ATD (SOFT=0 e SOFT=1)	55
4.8 Solicitações no cinto no Teste II	56
4.9 Distribuição de tensões Von Mises (GPa) no tubo dianteiro	57
4.10 Tensões presentes nos elementos S16824 e S16926	57
4.11 Distribuição de tensões Von Mises (GPa) na perna traseira	58
4.12 Distribuição de tensões Von Mises na região I da perna traseira	59
4.13 Tensões nos elementos H144672, H144965, H150141, H157331 e H157379	59
4.14 Distribuição de tensões Von Mises na região II da perna traseira	60
4.15 Tensões nos elementos H148610, H148923, H148959 e H149559	60
4.16 Distribuição de tensões Von Mises na região III da perna traseira	61
4.17 Tensões nos elementos H145968, H146430 e H146628	61
4.18 Tensões nos elementos H145830, H146040 e H146046	61
4.19 Distribuição de tensões Von Mises (GPa) na perna dianteira	62
4.20 Distribuição de tensões Von Mises na região I da perna dianteira	63
4.21 Tensões nos elementos H44794, H56606, H44722 e S2435	63
4.22 Distribuição de tensões Von Mises na região II da perna dianteira	64
4.23 Tensões nos elementos H46149, H46122, H46010 e H51820	64
4.24 Distribuição de tensões Von Mises na região I da perna dianteira	65
4.25 Tensões nos elementos H47098, H47096, H47687 e H54069	65
4.26 Distribuição de tensões Von Mises (GPa) no componente responsável pela ligação do cinto	66

4.27 Distribuição de tensões Von Mises na região I componente responsável pela ligação do cinto	66
4.28 Tensões nos elementos H85017 ,H85085, H75911, H75957 e H75955	67
4.29 Distribuição de tensões Von Mises na região II componente responsável pela ligação do cinto	67
4.30 Tensões nos elementos H73519, H72529, H72574 e H72547	67

Índice de Tabelas

1.1	Características do modelo de assento em estudo	6
2.1	Modelos de ATD consoante o tipo de aplicação	16
2.2	Instrumentação da família de <i>dummies</i> do modelo <i>Hybrid III</i>	17
2.3	Critérios de lesão para ensaios dinâmicos do Parte 25	18
3.1	Materiais usados na cadeira	25
3.2	Sistema de unidades utilizado na construção do modelo numérico	27
3.3	Modelos de materiais pertencentes ao modelo numérico do ATD utilizado . .	43
3.4	Composição do modelo numérico do ATD utilizado	43
3.5	Coordenadas do ponto H do modelo numérico do ATD utilizado	44
3.6	Operações realizadas nas juntas que simulam as articulações do ATD	44

Siglas

ATD	Anthropomorphic Test Device (Dispositivos de Teste Antropomórficos).
CAD	<i>Computer Aided Design.</i>
DRI	<i>Dynamic Response Index.</i>
EASA	<i>European Aviation Safty Agency.</i>
ELFORM	<i>Element Formulation.</i>
FAA	<i>Federal American Aviation.</i>
GASP	<i>General Aviation Safety Panel.</i>
IGES	<i>Initial Graphics Exchange Specification.</i>
LSTC	<i>Livermore Software Technology Corporation.</i>
QM	Coeficiente de <i>hourglass</i> .
STEP	<i>Standard for the Exchange of Product model data.</i>
TAP	Transportes Aéreos Portugueses.

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação e Objectivos

Com o fenómeno da globalização a aeronave tornou-se num importante meio de transporte, nas últimas décadas, rápido e cómodo para deslocações a grandes distância. A crescente redução tarifária, tem igualmente contribuído para um crescimento acentuado da sua utilização nos últimos anos. Na figura 1.1, pode-se claramente observar este crescimento entre o ano de 2015 e 2016, sendo que existem apenas 2 países, dos 28 constituintes da União Europeia que apresentam um decréscimo embora relativamente baixo face ao crescimento dos restantes 26 países.

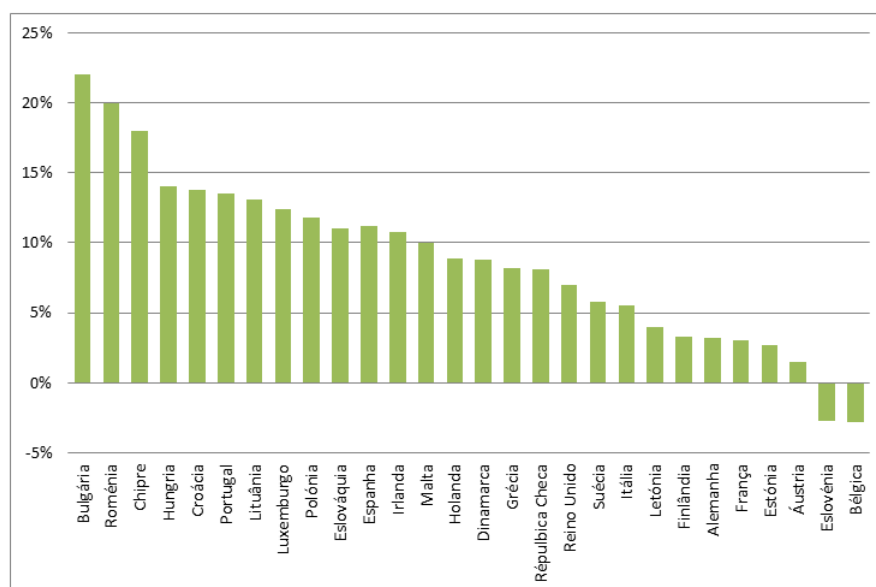


Figura 1.1: Crescimento de passageiros no transporte aéreo dos países pertencentes à União Europeia 2015-2016 (adaptado de [1])

Face a este crescimento a necessidade de garantir a segurança dos passageiros deste tipo de transporte tem ganhado acrescido valor ao longo das últimas décadas, tendo sido então implementados diversos regulamentos em prol da segurança dos passageiros de forma a evitar a ocorrência de ferimentos ou morte em situação de acidente. É nesta temática que surgiram entidades como a *International Civil Aviation Organization* (ICAO) em 1944, a *Federal American Aviation* (FAA) em 1958, a *European Aviation Safety Agency* (EASA) em 2002, responsáveis pela implementação e renovação dos regulamentos na área da aeronáutica. Para um avião poder exercer um voo, todos os seus componentes necessitam de estar certificados em conformidade com as normas destas entidades. Contudo e apesar das medidas implementadas por estas entidades ao longo dos anos e a crescente rigorosidade associada a estas normas, existe no panorama mundial ainda um elevado número de acidentes neste tipo de transporte, apresentado na figura 1.2, e consequentemente um elevado número de casos fatais, apresentado na figura 1.3, números estes que são desejados diminuir e até mesmo anular.

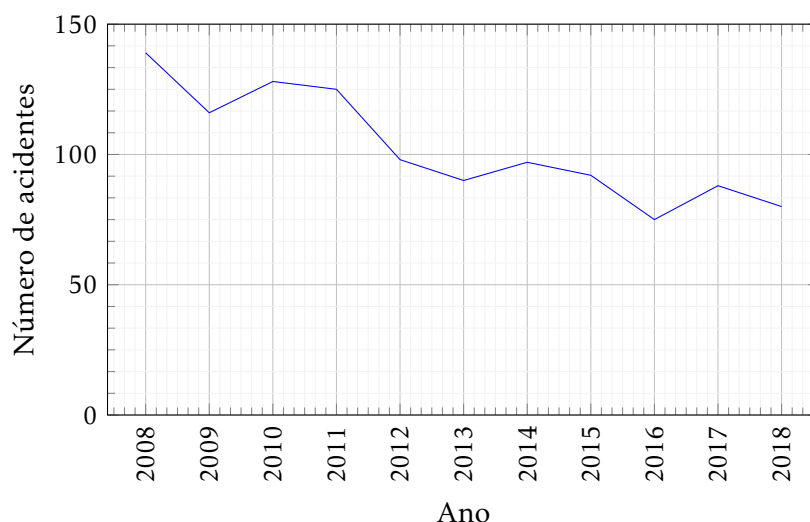


Figura 1.2: Número de acidentes em voos comerciais de transporte de passageiros no mundo 2008-2018 (adaptado de [2])

É necessário então um constante e permanente desenvolvimento nesta área de forma a poder desenvolver mecanismos de segurança cada vez mais evoluídos com o intuito de diminuir e se possível eliminar a ocorrência de fatalidades na área da aeronáutica.

Relativamente à segurança em transportes desta natureza, os assentos de aeronave têm um importante papel na segurança dos passageiros, pois trata-se de um elemento que se encontra em contacto directo com os passageiros, sendo um dos componentes que apresenta maior exigência na certificação. Posto isto é bastante importante que o assento assuma um papel defensivo para com o passageiro protegendo-o, dentro do possível, dos danos provocados pelo impacto. A certificação destes componentes é realizada através de ensaios experimentais rigorosos que por sua vez são muito dispendiosos e exigem muito tempo para a sua preparação.

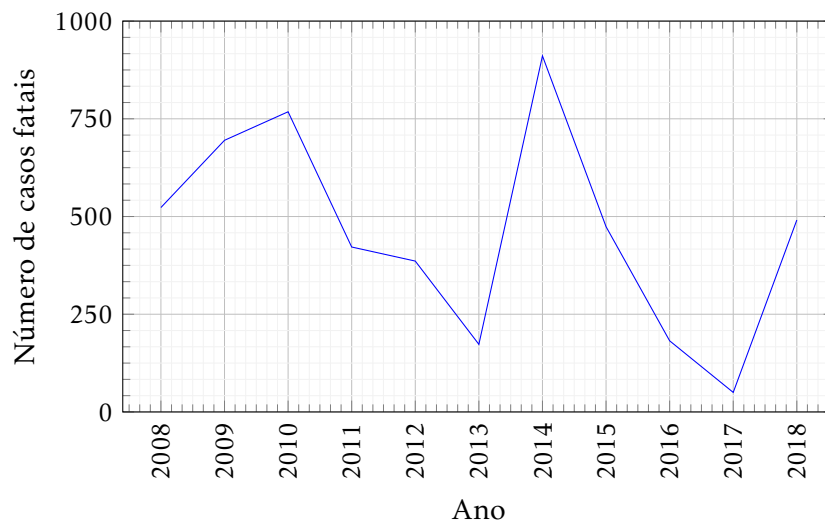


Figura 1.3: Número de casos fatais em voos comerciais de transporte de passageiros no mundo 2008-2018 (adaptado de [2])

Com a crescente evolução da capacidade computacional nos últimos anos tem sido possível resolver problemas físicos do mundo real que envolvem alguma complexidade através do Método dos Elementos Finitos (MEF). Consequentemente a simulação tornou-se uma ferramenta bastante importante na temática da certificação, pois permite obter *à priori* resultados bastante próximos da realidade antes de recorrer à realização prática desses ensaios. Esta ferramenta permite assim uma redução em termos de custos e tempo associados à obtenção de resultados dos testes, tornando o processo de certificação menos dispendioso e mais produtivo. É então bastante vantajoso e cada vez mais habitual recorrer-se à utilização de simulações computacionais para a análise do comportamento mecânico dos componentes estruturais do avião, para posteriormente serem realizados os ensaios experimentais de certificação.

Existe então um foco em proceder à regulamentação da certificação virtual (*Certification by Analysis*). Este tipo de procedimento permitirá no futuro a certificação da alteração de projecto de componentes aeronáuticos com base no uso da simulação computacional, isto é, sem recorrer ao uso de ensaios experimentais, reduzindo assim bastante os custos e tempos associados a este tipo de procedimento. Contudo para proceder a este tipo de certificação é necessário o uso de modelos de simulação validados e reconhecidos como aceitáveis para este tipo de aplicação. A validação dos modelos numéricos é baseada nos critérios nos documentos AC 20-146 [3] e SAE ARP 5765 [4].

1.2 Estado de Arte

O desenvolvimento da segurança nos passageiros em veículos inicia-se com o uso do automóvel como um meio de transporte. Uma das primeiras medidas nesta temática é o cinto de segurança, implementado de forma a que haja no veículo um sistema de restrição

ao movimento do passageiro em caso de acidente. Mas a sua implementação foi algo tardia, sendo que esta foi apenas realizada na Segunda Guerra Mundial com o trabalho de investigação de DeHaven [5] na área da sobrevivência pós-acidente. Estes trabalhos focaram-se na protecção dos passageiros em veículos, quando sujeitos a um impacto ou a uma desaceleração elevada.

Na década de 50, Stapp [6] desenvolveu um programa experimental com o objectivo de avaliar a tolerância que o corpo humano apresentava quando sujeito a desacelerações elevadas. Este programa visava analisar e compreender os limites do corpo humano. No entanto, no âmbito da biomecânica do impacto, apenas voltaram a ser revistos e realizados estudos e desenvolvimentos relevantes por Walz et al. [7].

Um trabalho de revisão realizado por Wilson [8] demonstra que até à data os estudos associados aos acidentes e os seus impactos estavam maioritariamente dependentes de ensaios experimentais. Estes focavam-se em ensaios à escala real e no desenvolvimento de cenários para esse tipo de ensaios. Mais tarde em trabalhos de Tidbury [9] é referido que este tipo de testes associados ao estudo do impacto apresentam custos muito elevados e que geram resultados pouco produtivos, pois não podiam ser generalizados para outras situações de impacto, surgindo assim uma necessidade de evitar estes custos elevados através do auxílio de métodos numéricos.

Uma das primeiras tentativas com sucesso na aplicação de elementos finitos não lineares ocorreu na previsão de um acidente de veículo, Thompson [10], Belytschko e Hsieh [11] propuseram o desenvolvimento de elementos finitos que serviria de base para o seu uso na *crashworthiness* estrutural. Surgiu então a utilização dos primeiros métodos numéricos para estudar a *crashworthiness* de veículos, através de sistemas de massas e molas não lineares, realizados por Laananen et. al [12].

Na vertente da segurança na aeronáutica e na protecção ao impacto que um assento pode dar, bem como na sua certificação, foram realizados estudos por parte de D.H.Laananen e K.L.Winkelman [13] e S.J.Hooper e D.R.Ellis [14]. Relativamente à modelação de elementos finitos no estudo da *crashworthiness* do assento, trabalhos realizados por M.Lankarani e S.J.Hooper [15] permitiram analisar de forma menos dispendiosa e mais produtiva a optimização da configuração e estrutura do assento salientando a relevância do uso da forma em S das pernas do assento para satisfazer os requisitos impostos na certificação

Havendo nesta área uma necessidade de saber prever e quantificar correctamente eventuais lesões neste tipo de acidentes, estudos foram realizados relativamente à estimulação de critérios de lesão apropriados no ser humano e à certificação de Dispositivos de Teste Antropomórficos (ATD) na temática da aeronáutica J.H. Marcus [16], tendo sido realizado um estudo mais extenso do *Head Injury Criteria* (HIC) por M.Lankarani et al. [17], critério este explicado com mais pormenor posteriormente neste trabalho.

Com o uso de elementos finitos foram também realizados estudos com o intuito de compreender melhor os critérios de lesão em função das dimensões do passageiro e da configuração A.Ayyar e D.H.Laananen [18], a análise de anteparos compatíveis com os

requisitos do HIC propostos pela regulamentação da Parte 23, Parte 25, Parte 27 e Parte 29 [19] e da configuração da divisória das cabines M.Lankarani et al. [20].

Com o propósito de permitir uma futura implementação do *Certification by Analysis* foram realizados importantes estudos que visaram melhorar a performance dos elementos finitos na análise não linear da certificação dos assentos de aeronaves P. S. Bhonge e Hamid M. Lankarani [21] [22], bem como a boa prática de elementos finitos na análise da certificação deste tipo de assentos Gerardo Olivares et al. [23].

Os vários trabalhos desenvolvidos ao longo dos anos nesta área permitem uma modelação muito mais complexa e integrada dos assentos, sua configuração e dos passageiros, apesar de apresentarem um tempo de simulação computacional ainda muito elevado. A informação necessária para modelar correctamente sistemas desta complexidade é ainda muito extensa, fazendo com que a aplicação de elementos finitos seja como apresentado na tese de Martins [24] e nos trabalhos de Martins e Carvalho [25] e Carvalho et al. [26].

Face à importância da análise e compreensão da cinemática do corpo humano em testes desta natureza, têm sido realizados estudos por H.Lankarani et al. [27] para a obtenção de resultados mais fidedignos da cinemática da cabeça através de acelerómetros e sensores angulares.

1.3 Objecto de Estudo e Estrutura da Dissertação

Este trabalho apresenta como objecto de estudo o modelo de assento de aeronaves apresentado na figura 1.4, que foi utilizado no passado para equipar as classes executivas de voos de curta distância da empresa Transportes de Aéreos Portugueses (TAP). Esta cadeira dispõe de um sistema de restrição comum para passageiros de voos comerciais, isto é, apenas restringe a região pélvica do passageiro. A certificação deste modelo foi realizada em 1984 segundo a FAR Amend 25-54, sendo apresentadas as suas características na tabela 1.1. Dado que o modelo geométrico deste assento já foi desenvolvido por R.Mesquita [28], esta será o ponto de partida deste trabalho, sendo a partir desse modelo geométrico que se construirá o modelo de elementos finitos para a posterior realização das simulações computacionais.

Daqui em diante este modelo de assento será designado por cadeira neste trabalho de forma a não entrar em conflito com o componente presente neste modelo que é designado de assento, que tem o intuito de suportar o peso vertical do passageiro.

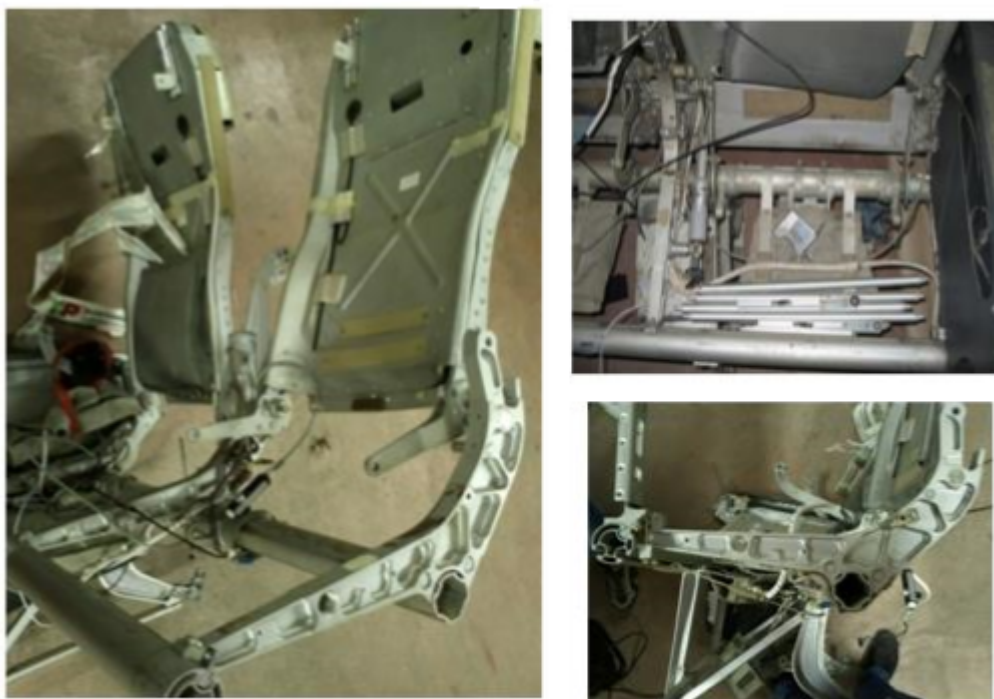


Figura 1.4: Modelo do assento em estudo (adaptado de [28])

Tabela 1.1: Características do modelo de assento em estudo (Adaptado de [28])

Massa	49,6 kg
Dados de Testes de Resistência	5,4g direcção vertical, ascendente 8,6g na direcção vertical descendente 1,5g na direcção frontal 4g na direcção lateral
Conformidade	TSO C39b; FAR 25.853b e c – 26/11/1984
Conforme	FAR Amdt.25-64, AS 8049 e Al. Spec. 2520 MIF
Modelo de Cinto de Segurança	502751 Am-Safe
Modelo do Assento	P/N 137 00 6
Margem de Pitch	31-34"

A elaboração deste trabalho surge com o objectivo de criar um fluxo de procedimentos, apresentado na figura 1.5, para a utilização de modelos computacionais de elementos finitos para simular os testes dinâmicos necessários à certificação dos assentos para aeronaves. O fluxo de procedimentos é iniciado com a correcção do modelo geométrico do assento cedido em CAD tendo em vista a posterior construção do modelo numérico através do *software LS-Prepost*. Isto inclui um processo extenso que implica um levantamento das dimensões e materiais de todos os componentes bem como uma análise da contribuição estrutural que apresentarão para a realização das simulações numéricas de forma definir que componentes serão desprezáveis para a *performance* do assento e que componentes serão modelados por elementos do tipo *Shell* e *Solid*. Esta fase é bastante importante, sendo de elevada importância realizá-la de forma meticulosa e expedita com

o objectivo de evitar a possibilidade de refazer as alterações numa fase mais avançada deste procedimento, evitando por sua vez um atraso no fluxo de procedimentos. Tanto nesta fase como a seguinte, a de modelação numérica, foram usadas várias técnicas de modelação recomendadas na literatura.

Após esta análise procede-se à modelação numérica de cada um dos componentes definidos, seguindo-se ligação dos componentes em subconjuntos e subsequentemente a sua montagem constituindo o assento final. Nesta fase é bastante importante realizar uma verificação aos modos de vibração tanto de cada subconjunto bem como do assento final de forma a verificar a eventual possibilidade de existir subconjuntos que se encontrem ligados incorrectamente, apresentando modos de movimento de corpo rígido (com frequência zero). Na eventualidade de isto ocorrer procede-se à correcção das ligações através da alteração dos parâmetros que caracterizam estas e realiza-se novamente a sua verificação. A verificação aos modos de vibração referida é realizado, pois

Com as ligações do assento correctamente estabelecidas, este é ligado ao plano que representa o piso e é novamente realizada uma análise aos modos de vibração para verificar esta ligação, seguindo-se a realização de uma outra análise que se caracteriza pelo impacto de uma esfera rígida de 80 kg a uma velocidade de 10 m/s em várias zonas do assento modelado. Tal como a análise dos modos de vibração esta última é efectuada várias vezes até se verificar a correcta ligação do modelo.

Após verificadas as correctas as ligações do modelo, impôs-se as condições de fronteira que caracterizam os ensaios dinâmicos, sucedendo-se o posicionamento do modelo numérico do ocupante e a modelação e posicionamento do cinto neste para posteriormente se definir os contactos entre o assento, o ocupante e o cinto.

Finalizada a construção do modelo numérico é realizada a simulação numérica deste com vista à obtenção de resultados, sendo efectuada várias vezes após a alteração dos parâmetros. Este processo de carácter iterativo verifica-se não só nesta fase final do fluxo de procedimentos mas em todo ele, podendo ser portanto necessário recorrer a alterações até ao início deste.

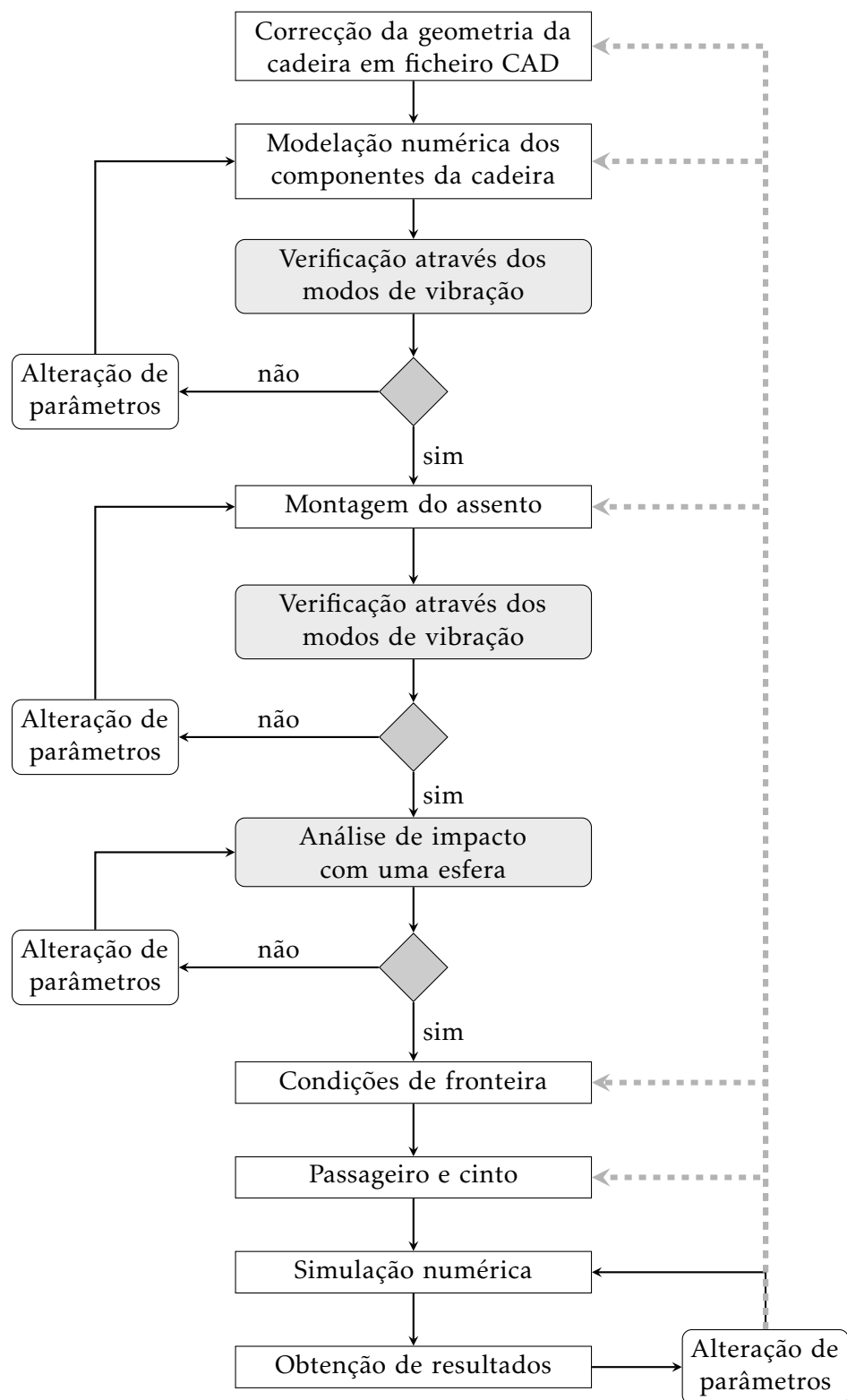


Figura 1.5: Fluxo de procedimentos

Capítulo 2

Regulamentação da Certificação de Assentos de Aeronaves

A regulamentação na área da aeronáutica é algo extensa e apresenta diferenças consoante as dimensões e peso da aeronave, o seu tipo de utilização, seja no carregamento máximo que poderá suportar, como no número de passageiros máximo que esta poderá transportar. Isto deve-se ao facto do risco de ocorrer um acidente, bem como a probabilidade de ocorrer fatalidades ou lesões, variar bastante consoante o tipo de aeronave.

A FAA definiu então três principais categorias de aeronaves no Título 14 da *Code of Federal Regulations* (CFR) nas quais a certificação difere [19]:

- Aeronaves de menores dimensões (Parte 23);
- Aeronaves de transporte de passageiros (Parte 25);
- Helicópteros (Parte 27 e Parte 29).

A Parte 23 engloba as categorias de aeronaves de acrobacias, normal, de utilidade e de passageiros, apresentando um número máximo de 9 assentos (excluindo o piloto) e uma capacidade de carga de 5 670 kgf (12 500 lb). Contudo na categoria dos passageiros o número máximo de assentos poderá estender-se para 19, bem como a capacidade de carga para 8 618 kgf (19000 lb).

Os helicópteros dividem-se em duas categorias na Parte 27, a que apresenta um número máximo de 9 assentos e uma capacidade de carga máxima de 4 082 kgf (9000 lb), e a categoria de transportes que corresponde aos que excedem os valores anteriormente referidos.

Finalizando, a Parte 25 é referente a aeronaves que excedem o número de assentos e a capacidade de carga máxima estipulados na Parte 23, englobando maioritariamente os aviões comerciais de transporte habitualmente usados pelos passageiros em geral. O presente trabalho irá focar-se neste tipo de aeronaves para a certificação de assentos através da aplicação de modelos computacionais.

2.1 Certificação

Inicialmente a certificação dos assentos de avião de passageiros era baseada em testes estáticos (limitados por uma desaceleração máxima de 9g), não havendo qualquer tipo de critério relativamente às lesões dos passageiros nem preocupação na forma como o próprio assento poderia atenuar a energia transmitida ao passageiro pelo impacto. Apenas referia que a aeronave deveria ser projectada para proteger o passageiro de cargas aplicadas sobre qualquer direcção numa situação de acidente menos severo, apresentando os seguintes valores estipulados [19]:

- Aceleração de 9g na direcção frontal;
- Aceleração de 4g na direcção lateral;
- Aceleração de 3g na direcção vertical descendente;
- Aceleração de 6g na direcção vertical ascendente;
- Aceleração de 1,5g na direcção da rectaguarda.

Em 1988 houve um aumento no grau de exigência relativamente aos requisitos de protecção ao impacto por parte da *General Aviation Safety Panel* (GASP), um grupo formado por membros da indústria e pelo governo. O objectivo passou por impor que um assento de aeronave teria de ser sujeito a testes de impacto dinâmico de forma a estudar a *crashworthiness* do assento, decidindo se estava apto para ser certificado. A *crashworthiness* é um conceito definido pela protecção ao impacto que o sistema é capaz de oferecer ao passageiro.

Foi então definido na regulamentação do título 14 CFR PART 25.562 [29], que estipula os requisitos necessários para a certificação do *crashworthiness* dos assentos de aviões de transporte (*Aircraft Seat Crashworthiness Regulation for Transport Airplanes*) através de ensaios de impacto dinâmico. Foi também definido o regulamento *Advisory Circular 20-146* [32], este apresenta a descrição do correcto procedimento de simulação certificado para realizar a análise dinâmica do assento.

2.2 Ensaios de Impacto Dinâmico

Como já referido a GASP estabeleceu critérios de performance no qual avalia o assento e a potencialidade do sistema em prevenir ou minimizar lesões. Outro requisito estipulado nesta regulamentação foi possibilitar a capacidade dos passageiros se libertarem de forma independente em caso de acidente, aumentando assim a possibilidade de sobreviverem após a ocorrência do acidente.

Os requisitos para estes performances dinâmicos foram baseados em análises de testes de impacto dinâmico e estudos de simulação computacional de forma a assegurar a segurança e o conforto necessário para os passageiros e estipulados .

Estes critérios de performance são baseados em duas situações de teste dinâmicas, conhecidos como Condição de Teste I e Condição de Teste II e especificados [29].

Em ambos os testes é imposto um pulso de desaceleração ao conjunto assento/ATD através de uma calha, onde este se encontra assente, controlada por um sistema de software que determina o tipo de pulso que irá impor. Nestes testes é usada uma carga de pulso triangular isósceles simétrica como representado na figura 2.1. Consoante o teste, os parâmetros deste pulso irão variar, isto é a o valor de desaceleração no pico g_p e o intervalo de tempo a que se atinge esse pico t_p .

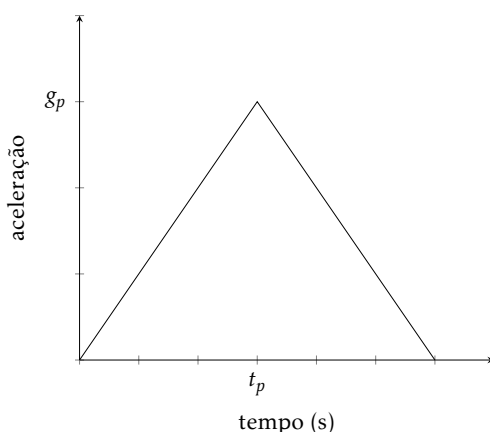


Figura 2.1: Perfil do pulso de aceleração em função do tempo

Este tipo de perfil de pulso trata-se de uma boa aproximação para usar em ensaios desta natureza pela semelhança que apresenta dos perfis experimentais típicos já recolhidos, como apresentado na figura 2.2.

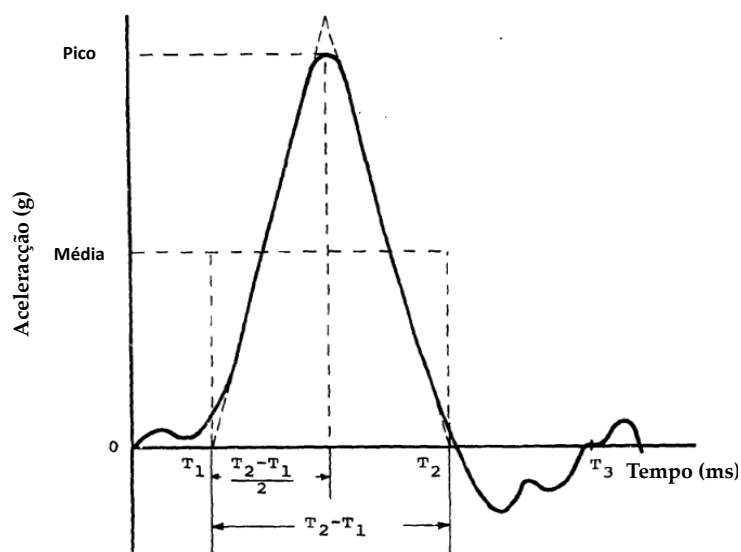


Figura 2.2: Perfil experimental do pulso de aceleração em função do tempo (Adaptado de [30])

2.2.1 Teste I

Neste teste o passageiro e o assento são colocados numa posição de 60° relativamente ao plano do chão como representado na figura 2.3. Esta disposição resulta numa força de impacto no passageiro que apresenta a combinação de uma componente de força ao longo da coluna do mesmo e de uma força de impacto frontal.

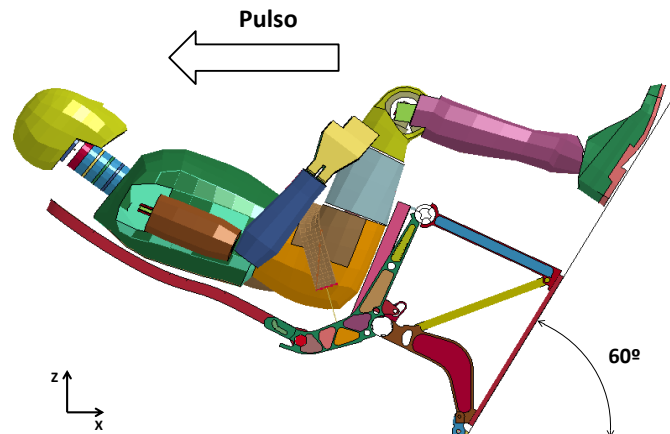


Figura 2.3: Disposição do sistema no Teste I

Neste sistema o pulso de desaceleração imposto apresenta as características apresentadas na figura 2.4, sendo necessário apresentar uma velocidade máxima de 10,67 m/s no pico de aceleração.

Neste teste é avaliada a resposta estrutural do assento, as forças provocadas na zona pélvica e na coluna do passageiro e a deformação permanente do assento quando sujeito a cargas frontais e na retaguarda.

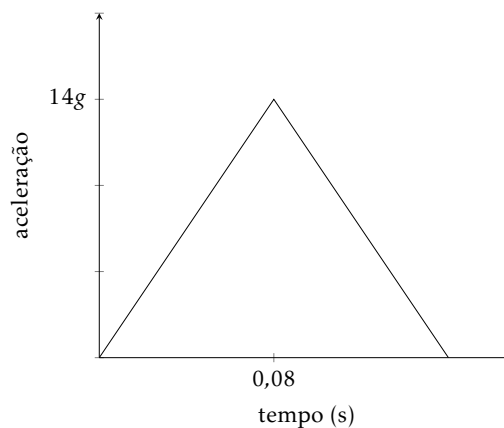


Figura 2.4: Perfil do pulso de aceleração do Teste I

2.2.2 Teste II

Neste teste o passageiro apresenta um ângulo de 10° relativamente ao plano do chão e outro ângulo de igual valor, para a direita ou para a esquerda face ao o eixo do avião, como representado na figura 2.5, tendo este último o objectivo de aproximar a simulação a uma situação em que a ocorrência do impacto provoca a libertação do cinto do ombro, no entanto este não se verifica para o caso aqui estudado, pois como já referido o sistema de restrição do assento apresenta apenas restrição da região pélvica. Esta disposição resulta numa força de impacto no passageiro composta pela combinação de uma componente de força longitudinal ao longo do eixo do avião e de uma força de impacto lateral.

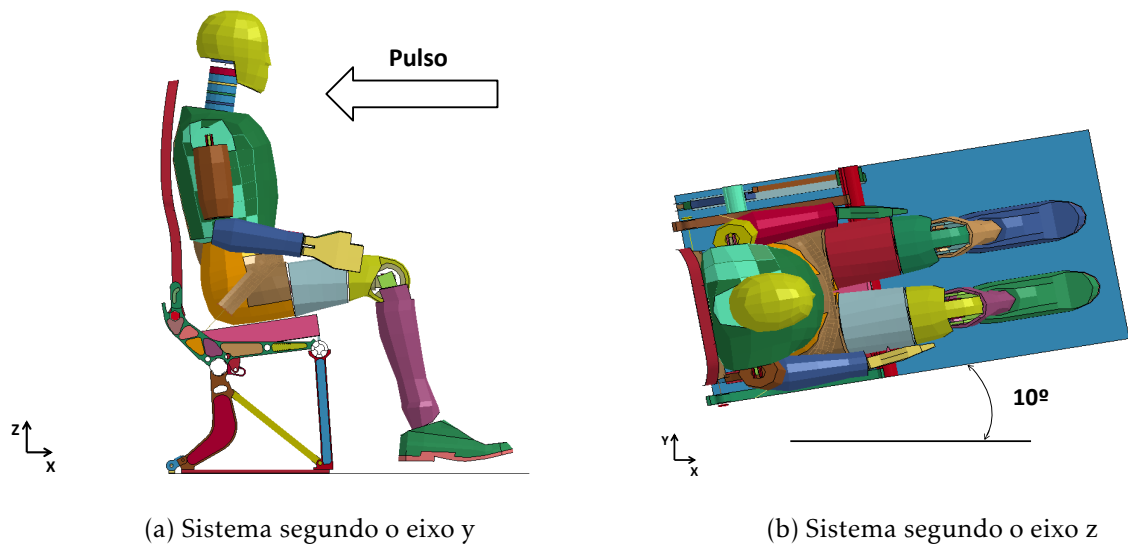


Figura 2.5: Disposição do sistema no Teste II

A características do pulso de desaceleração imposto neste ensaio são apresentadas na figura 2.6, e neste caso é necessário apresentar uma velocidade máxima de 13,41 m/s no pico de aceleração.

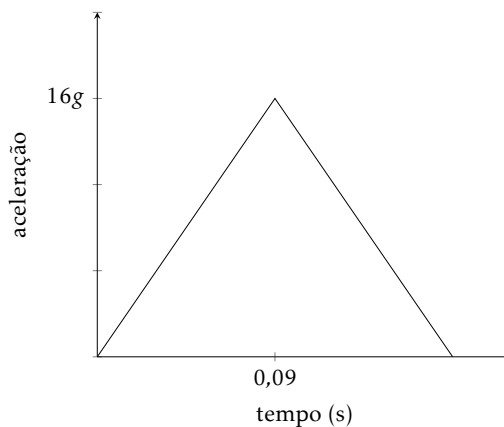


Figura 2.6: Perfil do pulso de aceleração do Teste II

Este teste tem como objectivo obter e analisar os deslocamentos, velocidades e acelerações em função do tempo provocados na cabeça bem como as cargas impostas no assento e na ligação entre este e o avião.

Como se pode observar na figura 2.7 o ângulo inicial de 10° entre o eixo do avião e plano no chão tem o intuito de simular as deformações entre o assento e o chão a que este se encontra fixo de forma a proceder em seguida à análise dinâmica. Isto tem o propósito de verificar se o assento se mantém ligado ao chão do avião mesmo que ocorram deformações neste quando sujeitos a um impacto dinâmico.

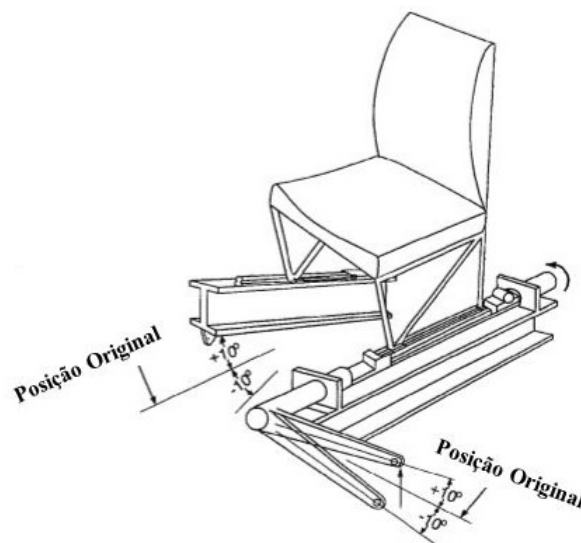


Figura 2.7: Sistema utilizado para simular a deformação do chão (adaptado de [11])

2.3 Dispositivos de Teste Antropomórficos

Para proceder aos ensaios que a regulamentação requer para a certificação dos assentos é necessário o uso de um modelo do corpo humano. Ao longo da história do estudo da biomecânica foram vários os modelos utilizados para proceder à recolha e análise de resultados, tendo sido utilizados desde humanos, cadáveres humanos, animais e modelos metálicos.

Face à natureza destes testes torna-se impossível proceder a estes com um ser humano sem provocar qualquer tipo de dano e sofrimento ou até mesmo fatalidade. Posto isto surgiu a necessidade da utilização de um modelo que reproduzisse de forma realista o comportamento do corpo humano de modo a obter resultados fiéis aos do que seriam de um impacto em caso de acidente. Foi então desenvolvido o *Anthropomorphic Test Dummy* (ATD), conhecido como *crash-dummy*, para o uso de ensaios em que se pretende simular condições reais de acidente. Um ATD corresponde a um modelo baseado no corpo humano com o intuito de reproduzir tantos os movimentos como lesões provocadas quando sujeito a um teste de colisão. Estes são classificados segundo o tamanho, a idade

e o género, sendo que existem ATD's adultos do sexo masculino e feminino como de crianças de diferentes idades.

Dada a rigorosidade existente nestes tipos de testes, o ATD tem de ser certificado de forma a ser reconhecido como válido para testes desta natureza, sendo necessário satisfazer os seguintes requisitos [16]:

- Biofidelidade- Corresponde à fidelidade do ATD na reprodução do comportamento de um ser humano. Tem que apresentar de forma rigorosa as dimensões, a massa, a rigidez e a forma como absorve e dissipa a energia de modo a reproduzir de forma fiel a cinemática, a resposta das articulações e as deformações associadas em situação de impacto dinâmico;
- Repetibilidade- Uniformidade de resultados aquando um ATD é sujeito a uma repetição de condições de teste;
- Reprodutibilidade- Uniformidade de resultados aquando dois ATD são sujeitos às mesmas condições de teste;
- Durabilidade- O ATD não pode ser destruído ou degradado quando sujeito a testes desta natureza, sendo a sua única função obter os resultados;
- Padrão de calibração- Os mecanismos de medição dos resultados do ATD têm de ser precisos, sendo que os padrões de calibração devem estar em concordância com as regulações estipuladas.

Dado à elevada complexidade que o corpo humano apresenta, reproduzir da forma mais eficaz possível o comportamento deste gera modelos bastante dispendiosos tanto economicamente como em termos de tempo. Sendo que existem vários membros e articulações do corpo nos quais é dado menos foco ao comportamento em determinados ensaios, os ATD foram separados em diferentes categorias, sendo cada uma direccionada para diferentes tipos de aplicação. Esta categorização é representada na tabela 2.1 e permite então atenuar o custo económico e o tempo dispendido referidos no procedimento experimental associado ao ATD, sendo necessário apenas apresentar os membros que serão relevantes para obter os resultados pretendidos.

Inicialmente o ATD mais usado para ensaios de impacto frontal era *Hybrid II 50th percentile male*, desenvolvido pela General Motors. Este modelo reproduzia o comportamento humano de forma bastante satisfatória, apresentava durabilidade elevada e resultados uniformes quando sujeito às mesmas condições de teste, obtendo-se apenas uma variação de 10% ou inferior. Apresenta instrumentação para medir a aceleração linear do centro de massa da cabeça e na coluna na região torácica. No fémur encontra-se instrumentação para medir esforços axiais. Mais tarde foi desenvolvido o *Hybrid II 95th percentile male* para um adulto masculino de maiores dimensões e o adulto feminino de dimensões menores assim como modelos de crianças de 3 e 6 anos de idade.

Tabela 2.1: Modelos de ATD consoante o tipo de aplicação [31]

Aplicação	Modelo de ATD
Impacto frontal	família Hybrid III, THOR
Impacto lateral	EuroSID, EuroSID2, SID, SID-HIII, SID IIs, BioSID, WorldSID
Impacto traseiro	BioRID, RID2
Peão	POLAR
Criança	P0, P3/4, P3, P6, P10, Q-dummies, CRABI
Aeroespacial e militar	MIL-LX Legform, MIL-SID, FAA-H3-50M Parachute, FOCUS headform
Pedestres	Hybrid III 5F, Hybrid III 50M, Hybrid III 95LM Pedestrian headforms, FLEX-PLI

A designação de 50th *percentile* neste tipo de modelos advém das várias medições antropométricas realizadas em estudos nesta vertente. A antropometria estuda as várias dimensões associadas ao corpo humano, e este ATD representa o quinquagésimo do percentil face às medições obtidas para seres humanos adultos do sexo masculino, o que significa que em termos globais, no caso referido, um modelo deste tipo apresenta as dimensões médias de um ser humano adulto do sexo masculino. É importante referir que estas medições são referentes à população dos Estados Unidos da América.

A família de dispositivos do *Hybrid II* apresentava dois grandes defeitos, a forma como a rigidez respondia aos impactos diferia da do corpo humano, e apresentavam pouca instrumentação. Mais tarde a General Motors desenvolveu o *Hybrid III* para reproduzir de forma mais fiel a resposta ao impacto da testa e os joelhos, bem como casos de torção e flexão no pescoço e impactos na região do esterno, e apresenta, relativamente ao *Hybrid II*, uma instrumentação muito mais extensa sendo apresentada com mais pormenor na tabela 2.2, tendo tido como consequência a remoção do *Hybrid II* do mercado.

Dado à excelente biofidelidade e instrumentação que o *Hybrid III* apresentava foi então decidida em 1987 a produção de uma família de ATD deste modelo, tendo sido desenvolvido um adulto de pequenas dimensões (5th *percentile*) do género feminino, um adulto de grandes dimensões (95th *percentile*) do género masculino e um ATD que reproduzia uma criança de 6 anos. Todos estes modelos foram projectados de forma a terem a mesma biofidelidade e instrumentação que o *Hybrid III* original.

Em 1993, a SAE *Hybrid III Dummy Family Task Group* iniciou um novo programa com o intuito de desenvolver um novo modelo de uma criança de 3 anos, novamente projectado com a mesma biofidelidade e instrumentação que o *Hybrid III* original, à excepção da zona dos joelhos e da instrumentação das pernas. Isto deve-se ao facto do embate do joelho de uma criança que esteja restringida correctamente pelo cinto de segurança seja bastante improvável numa situação de acidente.

Em 2000 o mesmo grupo de trabalho iniciou o projecto para o desenvolvimento de um modelo *Hybrid III* de uma criança de 10 anos, apresentando a mesma biofidelidade e instrumentação que o modelo representativo da criança de 6 anos. A instrumentação

para os modelos referidos acima é apresentada na tabela 2.2.

Tabela 2.2: Instrumentação da família de *dummies* do modelo *Hybrid III* (adaptado de [32])

	3 anos	6 anos	10 anos	5 th <i>female</i>	50 th <i>male</i>	95 th <i>male</i>
Cabeça						
Acc. $(A_x, A_y, A_z)^a$	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim
Pescoço						
Cabeça/C1 $(F_x, F_y, F_z)^b$	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim
Cabeça/C1 $(M_x, M_y, M_z)^c$	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim
C7/T1 $(F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z)^{b,c}$	Sim	Não	Sim	Sim	Sim	Não
Ombro						
Clavícula $(F_x, F_y, F_z)^b$	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim
Tórax						
Coluna $(A_x, A_y, A_z)^a$	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim
Coluna $(F_x, F_y, F_z, M_x, M_y)^{b,c}$	Não	Não	Não	Sim	Sim	Sim
Esterno $(\delta_x)^d$	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim
Esterno $(A_x)^a$	Não	Não	Não	Sim	Sim	Não
Abdômen						
Lombar $(F_x, F_y, F_z, M_x, M_y)^{b,c}$	Não	Não	Não	Sim	Sim	Sim
Pélvis						
Acc. $(A_x, A_y, A_z)^a$	Não	Não	Não	Sim	Sim	Sim
ASIS (F_x)	Sim	Sim	Sim	F_x, M_y	"Load Bolt"	Sim
"Pubic Loads" (F_x)	Sim	Não	Não	Não	Não	Não
Membros Inferiores						
Fémur $(F_x, F_y, F_z, M_x, M_y)^{b,c}$	Não	Sim	Sim	Sim	Sim	Sim
Tíbia-Fémur $(\delta_x)^d$	Não	Não	Não	Sim	Sim	Sim
Joelho $(F_z)^b$	Não	Não	Não	Sim	Sim	Sim
Tíbia $(F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z)^{b,c}$	Não	Não	Não	Sim	Sim	Sim

^a A_x, A_y, A_z - Aceleração nas direcções x , y , e z

^b F_x, F_y, F_z - Força nas direcções x , y , e z

^c M_x, M_y, M_z - Momento flector nas direcções x , y , e z

^d δ_x - Deslocamento na direcção x

2.4 Critérios de Lesão

De forma a poder quantificar o dano provocado no ATD e compreender as consequências provocadas neste quando sujeito a um impacto, será necessário estipular critérios de lesão com o objectivo estabelecer limites aos quais será permitido sujeitar o passageiro em caso de acidente. Estes critérios de lesão são definidas pela relação entre uma determinada variável dinâmica mensurável e a probabilidade de lesão associada esta. É então possível obter uma quantificação das lesões provocadas num passageiro quando sujeito a um impacto, através dos parâmetros dinâmicos medidos num ATD durante o teste de impacto.

Após a obtenção de resultados é realizada um análise criteriosa, sendo esta de elevada importância, pois para além de haver a necessidade dos assentos satisfazerem os critérios de certificação impostos é também necessário garantir que os efeitos sentidos não colocam a integridade física do passageiro em perigo.

São apresentados na tabela 2.3 os critérios estabelecidos pela GASP para a categoria Parte 25 baseados em informação recolhida de vários estudos, acidentes aéreos e na frequência de ocorrência de fatalidade na vítima em determinadas regiões do corpo. É importante referir que a Parte 25 é a única categoria em que não é obrigatório que haja um sistema de restrição para a região do tórax, apenas no abdómen [29], daí a presença do critério de carga máxima no cinto colocado no ombro.

Tabela 2.3: Critérios de lesão para ensaios dinâmicos do Parte 25

HIC Máximo	1000
Carga Máxima na Região Lombar (kgf)	680,39
Carga Máxima no Cinto Colocado no Ombro (kgf)	793,79/907,18*
Carga Máxima no Fémur (kgf)	1020,58

*O valor de 793,79 kgf refere-se a cintos individuais e o de 907,18 kgf para cintos duplos

2.4.1 Lesão na Região Cabeça

No contexto da aviação, para além do fémur e da coluna do passageiro, dá-se um foco especial à trajectória e aos danos provocados na cabeça dado que se trata de uma zona bastante crítica na ocorrência de lesões. Em situação de acidente o impacto com superfícies que apresentem alguma rigidez pode resultar na fractura do crânio ou lesões cerebrais, sendo este último caso possível de ocorrer mesmo na eventualidade de não haver contacto da cabeça com uma superfície, caso as forças de inércia provocadas pela desaceleração sejam elevadas o suficiente.

O método mais aceite e utilizado para quantificar o dano provocado na cabeça é através do *Head Injury Criteria* (HIC). Este trata-se de um método empírico baseado na Curva de Tolerância de *Wane State* que permite quantificar o risco do dano provocada na cabeça após um determinado impacto e é definido pela equação 2.1 [14]:

$$HIC = \max \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} (t_2 - t_1), \quad 0 < t_1 < t_2 < T \quad (2.1)$$

Sendo que:

- t_1 e t_2 correspondem aos limites de integração onde maximiza o valor resultante de HIC um dado intervalo T ;
- $a(t)$ corresponde à aceleração resultante do centro de gravidade da cabeça em função do tempo, sendo obtida através da equação 2.2.

$$a(t) = \sqrt{a_x(t)^2 + a_y(t)^2 + a_z(t)^2} \quad (2.2)$$

Sendo $a_i(t)$ a aceleração segundo a direcção do respectivo eixo.

Apesar de o HIC ser um critério bastante usado e reconhecido como aceitável, tende a sobrestimar o risco de lesão principalmente em situações de impactos com durações mais elevadas e acelerações mais baixas. Por esse motivo os regulamentos da área da aviação especifica que o cálculo do HIC é efectuado apenas quando a cabeça se encontra em contacto com uma superfície.

Como foi apresentado, os regulamentos estabelecem um valor máximo do HIC=1000 para o qual não existe probabilidade de ocorrer uma lesão grave na cabeça sendo que o contacto com a cabeça não pode exceder um intervalo de 36 ms [15], podendo-se usar também um intervalo de 15 ms e nesse caso é considerado um HIC=700 como valor máximo.

É importante salientar que o HIC trata-se de um método que não especifica o tipo de lesão, não relaciona directamente a severidade do dano provocado, nem tem em conta variações da massa no cérebro ou até mesmo direcções de carregamento. Outra limitação deste critério é o facto de desprezar a aceleração rotacional, o que pode provocar algumas agravantes, sendo que ao considerarmos a cabeça como um elemento rígido o efeito de um impacto que não seja aplicado no centro de massa da cabeça provocará uma combinação de translação e rotação, em que este último poderá provocar uma fractura no pescoço mesmo que valor máximo estipulado não seja excedido.

2.4.2 Lesão na Região Lombar

Muitos acidentes de aeronaves apresentam uma componente vertical de desaceleração bastante elevada tendo repercussões na região lombar e na coluna, sendo esta componente avaliada no Teste I. Neste tipo de situações esta combinação de acelerações resulta maioritariamente numa solicitação vertical que será direccionada ao longo da coluna do passageiro provocando compressões severas nesta. Mesmo na eventualidade destas solicitações não provocarem lesões graves poderão comprometer a possibilidade do passageiro conseguir evacuar o transporte em situação de acidente, contribuindo para, no pior dos casos, uma situação de fatalidade.

Com o objectivo de quantificar o dano provocado na coluna de um passageiro neste tipo de acidentes foi desenvolvido um critério conhecido como *Dynamic Response Index* (DRI), neste critério a coluna do ser humano é aproximado através de um sistema constituído por mola, massa e amortecedor, sendo este solicitado a acelerações e posteriormente analisados os deslocamentos ao longo do tempo. A FAA conduziu então vários ensaios dinâmicos usando os pulsos típicos que representam os da aviação para obter os valores das cargas resultantes na região lombar e calcular respectivo DRI. Estes ensaios consistiam num sistema constituído por um ATD e por uma cadeira deformável de forma a absorver a energia. Foi então estipulado um valor máximo DRI de 19, aproximadamente

um risco de 9% de ocorrer uma lesão na coluna, correspondendo aos 680,39 kgf (1500 lbs) da regulamentação. Este valor máximo estipulado pode ser medido tanto através do *Hybrid II 50th* como do *Hybrid III 50th*.

2.4.3 Lesão na Região Torácica

Apesar de ocorrerem com menos probabilidade na área da aviação que na área automóvel, lesões na região do peito podem ocorrer devido ao contacto com a estrutura da cadeira, com os sistema de restrição caso existam nesta região ou devido às forças de inércia no tórax.

2.4.4 Lesão no Fémur

Apesar de ser um constituinte do corpo que por sua vez não provocará directamente a fatalidade na vítima, apresenta também elevada importância neste cenário, pois poderá comprometer a possibilidade do passageiro evacuar o transporte consequentemente comprometendo também a sua sobrevivência. Neste caso o critério de uma carga máxima de 1020,58 kgf (2250 lbs) baseia-se nos documentos da *Federal Motor Vehicle Safety Standard for Occupant Crash Protection*, (FMVSS) 208 [33], e apenas se aplica na Parte 25, pois diz respeito às aeronaves que apresentam maiores dimensões, e neste tipo de transportes a evacuação ganha maior peso devido à sua acrescida dificuldade.

2.4.5 Lesão na Região Abdominal

Cargas aplicadas na região do abdómen através do sistema de restrição poderão provocar graves lesões mesmo que se tratem de cargas relativamente baixas nestas condições. É muito importante proceder a um correcto posicionamento do sistema de restrição para minimizar ao máximo o risco de lesões, pois existe a possibilidade de ocorrer um fenómeno denominado de *submarining* que se caracteriza, em situação de impacto frontal, por um escorregamento entre o cinto e a região pélvica do passageiro provocando assim o deslizamento deste por baixo cinto.

Este fenómeno pode ser minimizado se o ângulo que o cinto faz com o plano do assento onde o passageiro se senta for suficientemente vertical, contribuindo para o aumento da componente vertical da força de reacção que o cinto fará sobre a região pélvica do passageiro. É então apresentado na figura 2.8 o correcto posicionamento do cinto de forma a evitar o fenómeno há pouco referido.

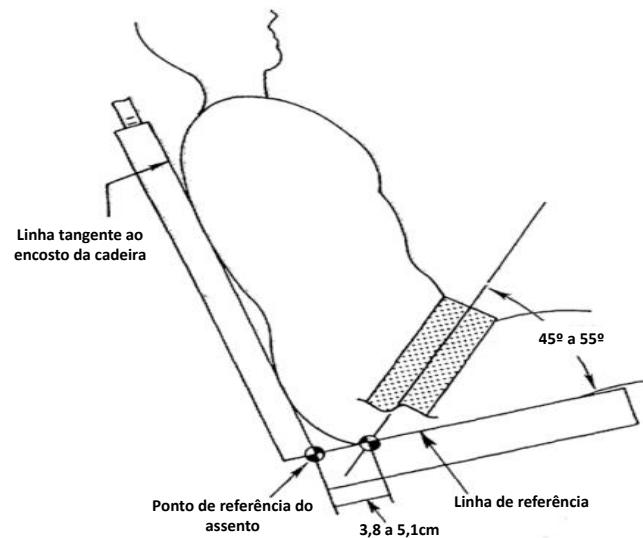


Figura 2.8: Posicionamento do cinto recomendado (adaptado de [30])

2.5 Certificação Virtual

2.5.1 Advisory Circular 20-146

Existe uma forte tendência e esforço para a regulamentação da certificação virtual (*Certification by Analysis*), este tipo de procedimento permite a certificação de componentes de avião com base em apenas o uso da simulação computacional, isto é, sem recorrer ao uso de testes experimentais, reduzindo assim bastante os custos e tempos associados a este tipo de procedimento. Contudo, na temática da aviação, para proceder a este tipo de certificação é necessário o uso de modelos de simulação certificados e reconhecidos como aceitáveis para este tipo de aplicação. A validação dos modelos de simulação são baseados nos critérios nos documentos AC 20-146 e SAE ARP 5765 [3] [4].

De forma a proceder à realização de modelos numéricos de assentos de aeronaves é necessário satisfazer as seguintes critérios [34]:

- **Trajectória do Ocupante-** A translação e rotação da cabeça, pélvis e torso do passageiro são obtidas por simulação, sendo que a trajectória destes deve corresponder à obtida através da data fotométrica do teste real;
- **Reacções na Ligação Chão e Assento-** As reacções presentes no chão deverão apenas ser compostas por componentes axiais e não componentes triaxiais. A modelação das reacções no sistema passageiro/cadeira deve ser apropriada;
- **Restrição do Sistema-** Este critério é bastante importante, pois é essencial manter a ligação entre o assento e o chão;

- **Critério de Lesão da Cabeça (HIC)**- Apresenta um valor aceitável máximo de 1000 e o valor resultante da simulação deve apresentar no máximo uma diferença de valor 50 relativamente aos resultados do ensaio experimental;
- **Carga na Coluna**- A carga de compressão máxima admissível apresenta o valor de 680,9 kgf (1500 libras). É permitido apresentar uma discrepância máxima nos valores entre o pico de carga máxima na coluna da simulação e do ensaio experimental de 10%;
- **Carga de Compressão no Fémur**- A carga de compressão máxima admissível apresenta o valor de 1020,58 kgf (2250 libras). É permitido apresentar uma discrepância máxima, nos valores recolhidos, de 10% entre simulação e ensaio experimental. Este critério é apenas usado em aviões pertencente à categoria Parte 25.

Capítulo 3

Construção do Modelo Numérico

Neste capítulo são abordadas as metodologias e procedimentos utilizados para a construção do modelo numérico da cadeira apresentado neste trabalho. Para a construção deste modelo, como já referido, procedeu-se inicialmente a uma reparação geométrica do modelo do assento cedido em ficheiro CAD [25]. Devido à complexidade geométrica deste bem como a extensa composição de componentes que o constituem, e tendo este trabalho como objecto de estudo as lesões provocadas no ATD e a *crashworthiness* da estrutura da cadeira, as simplificações foram realizadas com o cuidado de não comprometer a modelação em elementos finitos, que foi realizada a partir da geometria reparada. Para a construção da malha foram também consideradas várias simplificações na geometria da cadeira e nos componentes presentes neste com o objectivo de reduzir o custo computacional sem comprometer posteriormente a validade das análises efectuadas subsequentemente. Nesta construção foram definidos os materiais de cada componente, as propriedades das secções destes bem como a ligação e estabelecimento de contactos dos vários componentes em subconjuntos para proceder em seguida ao correcto posicionamento e ligação destes de forma a constituir o modelo numérico final da cadeira.

Finalizada a construção do modelo e a sua verificação procedeu-se ao posicionamento do ATD, procurando aproximar o mais próximo possível ao do observado nos ensaios experimentais [24]. Em seguida foi modelado o cinto de segurança e definido o comportamento do material, e este foi posicionado procurando aproximar do posicionamento recomendado. Uma vez finalizado o posicionamento do ATD e a caracterização do sistema de restrição são definidos os contactos entre estes e a cadeira, seguindo-se a definição das condições de fronteira e o início das simulações computacionais.

É importante reforçar que, como apresentado no capítulo anterior, o modelo desta cadeira é anterior ao ano de 1988 pelo que a certificação realizada nesta não contempla os testes dinâmicos abordados nesta dissertação. O ATD utilizado neste trabalho trata-se de um modelo disponibilizado na biblioteca do LS-DYNA onde será referido com mais pormenor adiante.

3.1 Modelo Geométrico

É apresentado na figura 3.1 o modelo geométrico inicial da cadeira em ficheiro CAD antes de se ter procedido às alterações geométricas com vista à construção da malha de elementos finitos.

Como referido, anterior à fase de alterações no modelo geométrico, foi efectuado um trabalho inicial de análise e compreensão da estrutura, composição e do funcionamento do modelo CAD, tendo sido realizado um levantamento e organização de todos os sub-conjuntos e por sua vez constituintes do modelo para posteriormente se realizar as várias medições necessárias nestes. Este procedimento foi necessário para a elaboração deste trabalho dado que não foi estabelecido qualquer tipo de contacto com o modelo físico tendo sido apenas recolhida informação através de [25] e do modelo CAD.



Figura 3.1: Modelo em CAD da cadeira

Na tabela 3.1 são apresentados os materiais que constituem este modelo, que serão utilizados para definir os materiais dos componentes utilizados no modelo numérico, bem como o módulo de elasticidade (E_e), o módulo de plasticidade (E_p), tensão limite de elasticidade (σ_e), coeficiente de Poisson (ν) e massa volúmica (ρ). O levantamento dos materiais foi efectuado por R. Mesquita [25].

Tabela 3.1: Materiais usados na cadeira

Material	E_e (GPa)	E_p (GPa)	σ_e (MPa)	ν	ρ (kg/m ³)
Aço AISI 302	200	2,94	517	0,3	7850
Aço AISI 4130	200	1,06	1190	0,3	7850
Alumínio 2024-T6	70	0,78	345	0,33	2700
Alumínio 6061-T651	70	0,29	262	0,33	2700
Alumínio 7075-T651	70	0,67	496	0,33	2700
Polímero ABS	2,6	0,006	45	0,35	1120

Dado que o modelo geométrico inicial foi construído no *software Autodesk Inventor*, para proceder às alterações geométricas deste, todas as peças do modelo foram exportadas do formato de extensão .iam para o de .sldprt, formato do *software SolidWorks*.

As alterações realizadas neste modelo foram baseadas então nos seguintes critérios [34]:

- Remoção de furos que apresentem um diâmetro menor que 10 mm;
- Remoção de boleados que apresentem raios de curvatura menores que 5 mm;
- Peças com geometria simples, espessura reduzida e constante, ou pouco relevantes para o comportamento estrutural do assento foram remodeladas em geometrias formadas por superfícies para posteriormente sobrepor uma malha de elementos finitos do tipo *Shell*.

Terminadas as alterações necessárias no modelo geométrico, as peças foram armazenadas em ficheiros de extensão do tipo STEP (*Standard for the Exchange of Product model data*) de forma a ser exportado posteriormente para o *software LS-PrePost*. Foi escolhido este tipo de ficheiro em vez do habitual ficheiro IGES (*Initial Graphics Exchange Specification*), pois para além de também existir a possibilidade de importar este tipo de formato para o *software LS-PrePost*, este apresenta outras vantagens face ao IGES. Apesar de ambos se tratarem de ficheiros de formato neutro, isto é, ficheiros que permitem a importação de geometrias entre *softwares* diferentes, o formato IGES tende a importar apenas as superfícies dos modelos o que muitas vezes resulta em falhas na importação, como espaçamento entre superfícies ou até mesmo ausência de superfícies. Para além da possibilidade de poder ser importada informação mais complexa com a geometria, como é o exemplo de tolerâncias e o tipo de material associado, e tratar-se de um formato mais versátil, o STEP já tende a importar modelos sólidos. Isto é bastante vantajoso para este trabalho sendo que será usado no modelo numérico elementos do tipo sólido. Outra importante vantagem deste tipo de ficheiro face ao IGES é o facto de ser um formato mais recente e se encontrar em constante desenvolvimento e actualização. Enquanto que o formato IGES, apesar de ter sido desenvolvido primeiro já não é actualizado desde 1996, sendo a sua última versão a 5.3.

3.2 Modelo Numérico

O modelo numérico da estrutura da cadeira foi construído na sua totalidade no *software LS-PrePost* através das várias ferramentas que este apresenta para construção de elementos finitos. Para a sua construção foi realizada primeiramente uma análise criteriosa aos vários componentes constituintes do modelo geométrico de forma a compreender que simplificações poderiam ser realizadas e quais destes poderiam ser desprezados, não influenciando os resultados das simulações numéricas. Esta análise resultou na remoção de alguns componentes que não apresentavam carácter estrutural nem influenciavam relevantemente o comportamento estrutural do modelo numérico, ou uma simplificação na modelação destes permitindo uma redução do custo computacional:

- Chapa do assento inicial removido e modelado como um plano de elementos *Shell*, pois apresenta uma geometria muito complexa sendo desprezável para o propósito dos testes;
- Remoção dos apoios para os braços do passageiro;
- Remoção de alguns componentes presentes sob o assento que não apresentavam carácter estrutural;
- Modelação dos parafusos através de técnicas que consistem na utilização de elementos do tipo *Beam*;
- Ligação entre o encosto e os restantes componentes estruturais da cadeira modelada através de uma ligação aparafusada;
- Modelo composto apenas por uma cadeira em vez da fila de duas cadeiras como apresentado no modelo CAD;
- Simplificação na geometria dos componentes estruturais que apresentam geometria tubular.

É importante salientar que, como já referido, este procedimento trata-se de um processo iterativo sendo que alguns destes componentes foram removidos ou simplificados na sua modelação após verificar o seu comportamento ou efeito durante o processo. Foi nesta fase que foi decidido os componentes que seriam modelados através de elementos finitos do tipo *Shell* e do tipo *Solid*. Esta divisão foi realizada com base na complexidade da geometria e espessura dos componentes a ser modelados.

A elaboração do ficheiro no *LS-PrePost* não permite declarar unidades para cada grandeza introduzida para caracterizar o modelo numérico construído, pelo que é da responsabilidade do utilizador introduzir um sistema de unidades coerente. São apresentados na tabela 3.2 os sistemas de unidades recomendados [35], tendo sido escolhidas as referentes ao sistema C, pois para além de ser o sistema de unidades habitualmente utilizado

neste *software*, não entra em conflito com as unidades do modelo numérico do passageiro quando este fosse introduzido, não sendo necessário proceder a alterações. Isto deve-se ao facto do modelo do passageiro encontrar-se neste sistema de unidades.

Tabela 3.2: Sistema de unidades utilizado na construção do modelo numérico

Unidade	A	B	C
Comprimento	metro	milímetro	milímetro
Tempo	segundo	segundo	milisegundo
Massa	quilograma	tonelada	quilograma
Força	Newton	Newton	quiloNewton

Para caracterizar o comportamento dos materiais usados na estrutura da cadeira, à excepção do cinto de segurança e a esponja do assento, foi usado o modelo elasto-plástico com encruamento linear representado na figura 3.2. Para representar correctamente o modelo escolhido é usado o material *MAT_ PIECEWISE_ LINEAR _ PLASTICITY.

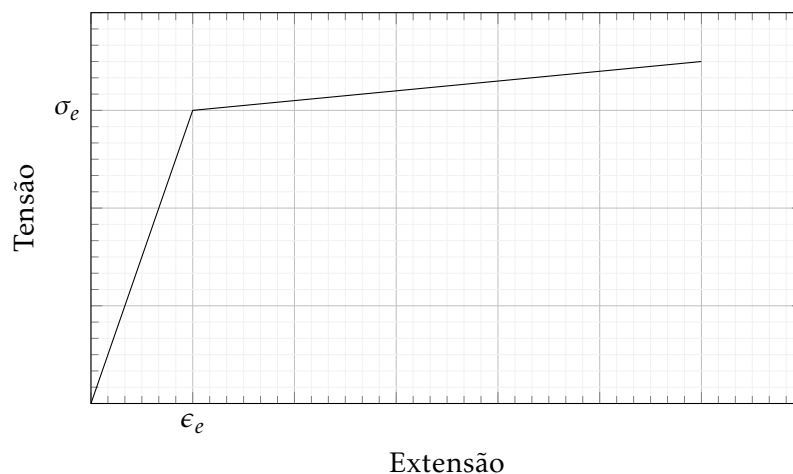


Figura 3.2: Lei constitutiva do material dos componentes da cadeira

É apresentado em seguida a forma como se procedeu a algumas das simplificações anteriormente mencionadas neste capítulo bem com a sua modelação para que se possa posteriormente proceder à metodologia utilizada para modelar os restantes componentes constituintes da cadeira.

3.2.1 Modelação da Chapa do Assento

Como se pode visualizar na figura 3.3 a chapa do assento apresenta uma geometria bastante complexa, com vários pormenores geométricos como raios de curvatura e várias saliências.



(a) Vista sobre da chapa do assento

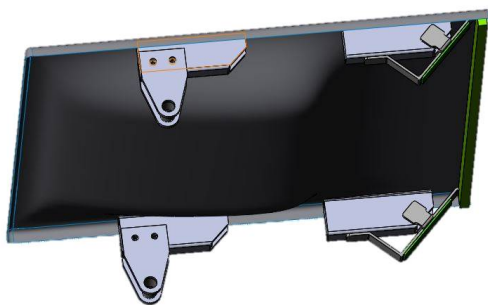


(b) Vista sob a chapa do assento

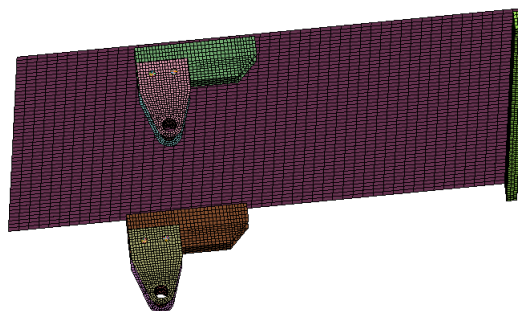
Figura 3.3: Chapa que constitui o assento

Partindo do princípio que esta chapa será modelada por elementos do tipo *Shell*, torna-se bastante difícil com este tipo de geometria modelar através de elementos finitos sem estes se encontrarem distorcidos e evitar a presença de elementos triangulares. Considerando a simplificação desta geometria desprezável para a validade dos resultados das simulações efectuadas neste trabalho, esta foi modelada como um plano de elementos *Shell* quadriláteros como apresentado na figura 3.4, em vez da modelação apresentada em CAD. No entanto há que ter em conta que a chapa do assento real apresenta nervuras com o propósito de aumentar a rigidez desta, podendo a sua ausência afectar o comportamento deste componente.

É possível visualizar-se com mais pormenor os componentes que se encontram sob o assento retirados para a modelação em elementos finitos, como já mencionado.



(a) Chapa do assento em CAD



(b) Chapa do assento modelada em elementos finitos

Figura 3.4: Modelação da chapa do assento

3.2.2 Modelação dos Parafusos

Para a modelação dos parafusos do modelo foram usadas duas técnicas [36] [37], tendo estas sido utilizadas consoante os esforços a que os parafusos estavam sujeitos. A maioria dos parafusos pertencentes ao modelo foram modelados através de uma técnica convencional, onde a espiga do parafuso é representado por um elemento *Beam* com formulação *Hughes-Liu with cross section integration* (ELFORM=1), sendo a ligação entre este e o furo feita através de uma *spider mesh*. A *spider mesh* é um conjunto de elementos do tipo *Beam* rígidos o suficiente para estabelecerem uma ligação forte e tem o objectivo de representar a cabeça do parafuso e a porca. Estes elementos apresentam o mesmo tipo de formulação que o elemento que representa a espiga do parafuso. Representada na figura 3.5, esta técnica é muito comum, pois permite reduzir bastante o custo computacional associado à modelação dos parafusos sendo que a sua modelação é mais simplista e não é necessário estabelecer contactos entre a espiga do parafuso e o furo. No entanto é importante salientar que isto só deve ser efectuado quando os esforços presentes nesses parafusos não são muito elevados ou não são relevantes para a análise do modelo computacional, pois este tipo de representação reproduz valores pouco precisos dos esforços presentes no parafuso.

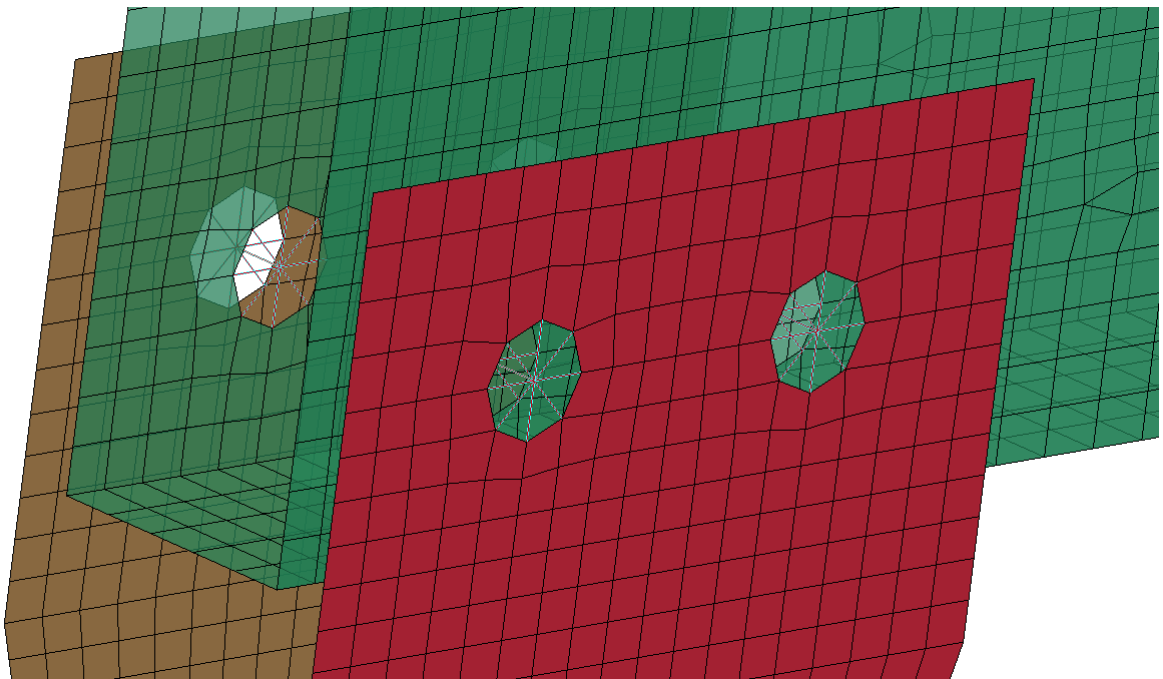


Figura 3.5: Modelação dos parafusos através da *spider mesh*

Para a estabelecer a ligação entre o encosto e os restantes componentes estruturais da cadeira, foi realizada uma simplificação onde em vez de modelar os componentes que funcionam como um sistema de batentes, representados na figura 3.6 foi usado um parafuso de maiores dimensões.

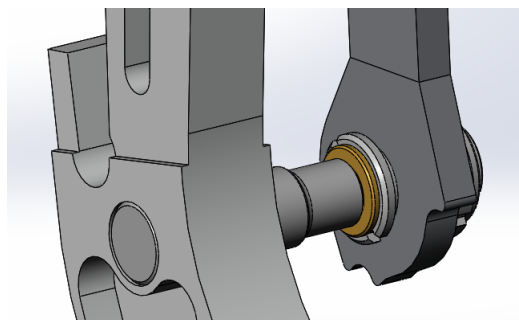


Figura 3.6: Ligação entre as costas e os componentes estruturais da cadeira em modelo CAD

Este parafuso foi modelado através de uma técnica mais elaborada, pois esta ligação é das que se encontra sujeita a esforços mais elevados sendo que é necessária uma modelação mais realista. Esta técnica permite que seja tido em conta as forças presentes no parafuso e na porca, derivadas ao aperto. Nesta técnica a espiga do parafuso é representado um elemento do tipo *Beam* e a cabeça e porca por elementos do tipo *Shell* como representado na figura 3.7. A ligação entre estes dois tipos de elemento é realizada através do comando `*CONSTRAINT_ NODAL_ RIGID_ BODY` explicado com mais pormenor no subcapítulo que descreve as ligações realizadas no modelo da cadeira.

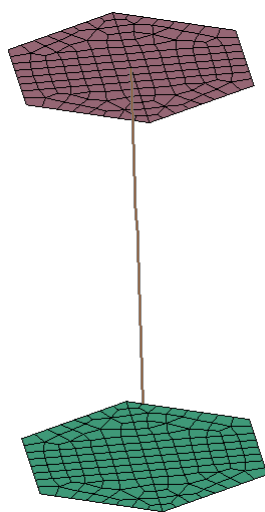


Figura 3.7: Modelação do parafuso com elementos

Foram usados elementos do tipo *Beam* caracterizados por material do tipo **MATERIAL_NULL* para definirem um melhor contacto entre os componentes e a espiga do parafuso, como representado na figura 3.8. Este material é usado com o intuito destes elementos não terem qualquer tipo de contribuição estrutural, sendo que não é esse o seu objectivo.

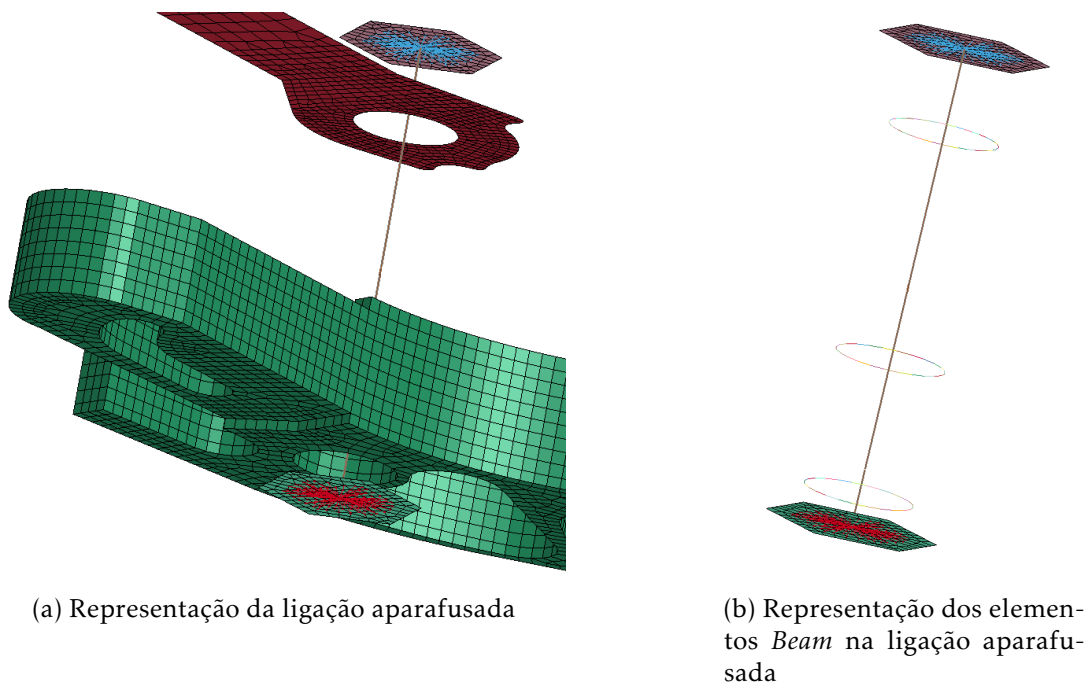
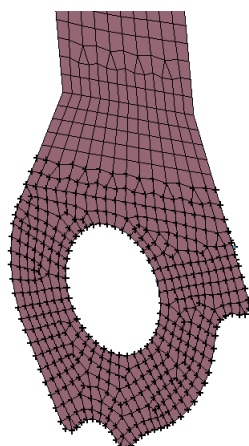


Figura 3.8: Modelação da ligação entre as costas e os componentes estruturais da cadeira

Para estabelecer o contacto entre a espiga e os elementos *Beam* é usado o comando **CONTACT_ AUTOMATIC_ GENERAL*, e entre a cabeça do parafuso ou a porca e os componentes é usado o comando **CONTACT_ SINGLE_ SURFACE*. Ambos este comandos são explicados com mais pormenor no subcapítulo que descreve os contactos usados no modelo da cadeira.

Para simular a força de aperto presente no parafuso foi inicialmente usado o comando **INITIAL_ AXIAL_ FORCE_ BEAM*, onde se define um carregamento inicial, no entanto como esta ligação trata-se de uma aproximação bastante simplista face ao sistema de batentes apresentado, e dado que o modelo numérico da cadeira é sujeito a elevadas acelerações num intervalo da tempo bastante reduzido, esta ligação não foi capaz de suportar os esforços que caracterizam o ensaio referido. Posto isto foi o usado o comando **BOUNDARY_ SPC_ SET*, representado na figura 3.9 para restringir os graus de liberdade de rotação segundo o eixo x, y e x e os graus de translação segundo o eixo y e z.

Figura 3.9: Uso do comando `*BOUNDARY_ SPC_ SET`

3.2.3 Modelação do Componente Estrutural Tubular Dianteiro

Para a modelação deste componente tubular, dado que este apresenta uma secção transversal com alguma complexidade especialmente devido às variações de espessura no sentido radial, a modelação da secção transversal foi simplificada como apresentado na figura 3.10, tendo sido também considerada uma espessura constante.

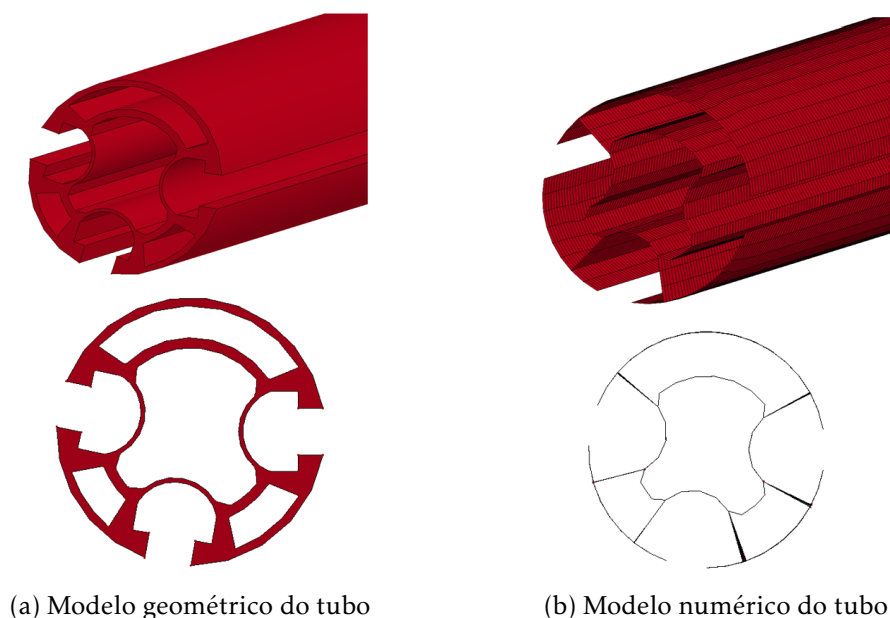


Figura 3.10: Representação da modelação do tubo

Nos subcapítulos que se seguem será realizada uma descrição detalhada da forma como se procedeu à modelação dos vários componentes constituintes da cadeira. Desta descrição é abordado o uso de elementos do tipo *Shell* e *Solid* bem como o porquê da sua utilização para cada caso e as técnicas de modelação aconselhadas para uma boa prática. É abordada com mais pormenor a modelação da espuma pertencente ao assento

da cadeira. De seguida são descritas as ligações utilizadas entre os vários componentes e os contactos utilizados. Tendo o modelo correctamente definido é descrito a forma como foi posicionado o ATD na cadeira bem como foi realizada a modelação do sistema de restrição de este na cadeira, isto é, o cinto de segurança.

3.2.4 Modelação dos Componentes Através de Elementos do tipo *Shell*

Para a modelação dos componentes que apresentam elementos do tipo *Shell*, foi realizado um esforço para que estes fossem constituídos por apenas ou maioritariamente elementos quadriláteros, e que estes apresentassem uma geometria muito pouco distorcida. Como é sabido os elementos triangulares apresentam uma rigidez superior às dos elementos quadriláteros, contribuindo para uma modelação mais pobre em termos de aproximação à realidade. Como sugerido por P. S. Bhonghe e H. M. Lankarani [19] foi então respeitado o critério de qualidade dos elementos quadriláteros.

Dado que no modelo deste trabalho existem vários componentes que apresentam geometrias de alguma complexidade, são apresentadas em seguida as práticas tidas em conta para uma correcta modelação de elementos *Shell* [34].

Para os componentes que apresentam furos na sua geometria, estes foram cuidadosamente modelados de forma a evitar ter elementos triangulares em torno dos furos. Isto também se aplica na periferia das peças, sendo esta prática ilustrada na figura 3.11.

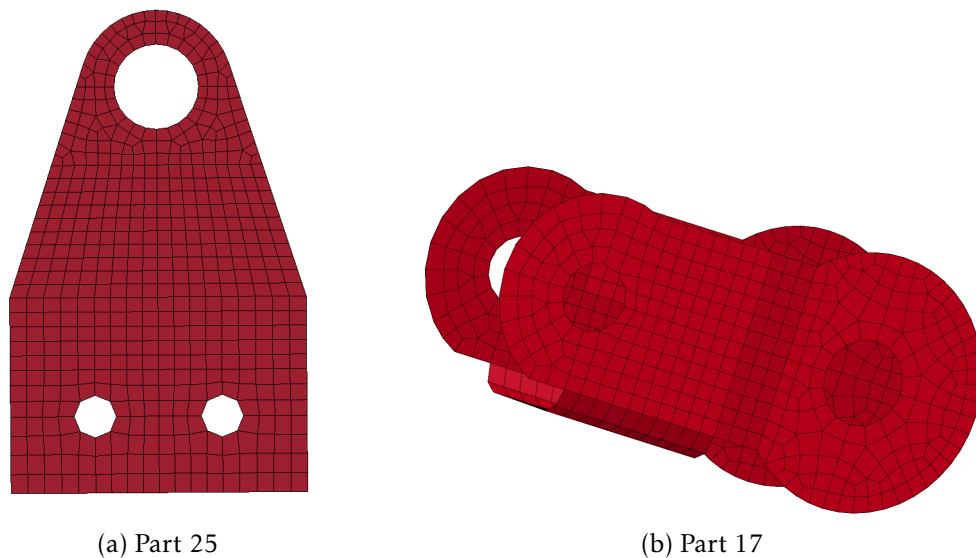


Figura 3.11: Componentes compostos por elementos do tipo *Shell*

É bastante importante realizar este procedimento, pois são zonas propícias a elevadas concentrações de tensão, e na eventualidade de serem modeladas por elementos triangulares apresentarão valores de tensão menores que os reais, contribuindo assim para o aumento do erro associado à modelação.

Em determinados casos devido à geometria do componente a ser modelado ser complexa e assimétrica, o comprimento das fronteiras que definem a peça não é o mesmo. Nestes casos não é possível eliminar elementos triangulares sem resultar em elementos quadriláteros bastante distorcidos, algo a evitar nesta prática. Nestas situações, de forma a conservar a simetria dos elementos quadriláteros é comum proceder à transição do número de elementos através de elementos triangulares, esta prática é apresentada na figura 3.12. Sendo nestes casos necessária a utilização de elementos triangulares devido à geometria do componente, é importante proceder à construção da malha com alguma cautela. Deve-se evitar a concentração destes na mesma região, principalmente se estes se encontrarem seguidos, diminuindo assim a possibilidade de existir variações pouco uniformes de rigidez no componente. É também importante evitar que os elementos triangulares se posicionem de tal forma que se encontrem direccionados uns para os outros.

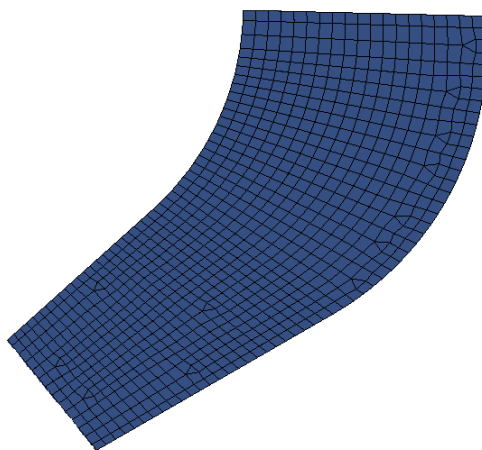


Figura 3.12: Exemplo de uma boa prática de modelação com a presença elementos do tipo *Shell* triangulares

3.2.5 Modelação dos Componentes Através de Elementos do tipo *Solid*

Para a modelação das peças que são compostas por elementos do tipo *Solid* foi usada a ferramenta *Solid Mesher* do *software LS-PrePost*. Esta ferramenta permite modelar elementos sólidos através de peças de geometria sólida.

Para estas peças é pretendido o uso de elementos sólidos do tipo hexaédrico, pois modelam o comportamento de geometria sólida de forma mais realista que os do tipo tetraédrico. Como estes componentes apresentam geometrias complexas e assimétricas, o *software* consegue apenas criar de forma automática elementos do tipo tetraédricos para preencher a geometria sólida. Foi então necessário realizar primeiramente várias divisões na geometria de cada peça de forma a simplificá-las e posteriormente proceder à realização da malha dos elementos do tipo hexaédrico.

O processo de divisão da geometria referido é obtido através do uso da ferramenta

Solid Trim. Esta permite que, para uma dada geometria importada, seja possível separá-la em duas geometrias independentes de forma a que o *software* as reconheça de forma separada e consequentemente seja possível proceder de forma individual ao processo de criação de malhas das geometrias simplificadas. A separação das geometrias é realizada através de planos como apresentado na figura 3.13.

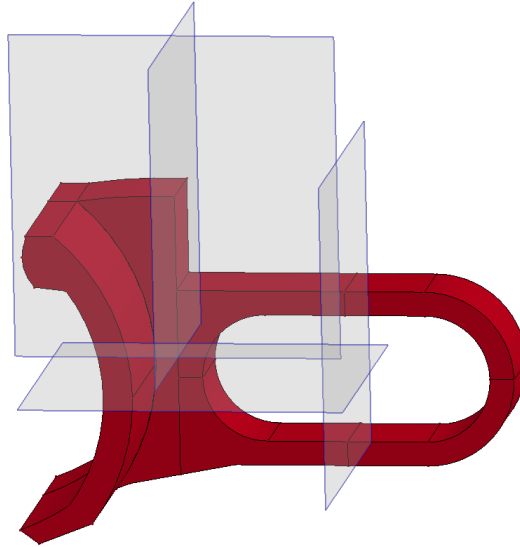


Figura 3.13: Separação da geometria

Uma vez criadas as malhas basta juntá-las formando o modelo da geometria final como apresentado na figura 3.14. Há que salientar a importância de optar por um tamanho de elemento uniforme para todas as geometrias que compõem a geometria final de forma a garantir continuidade da malha. Após esta junção é importante fazer sempre uma limpeza à peça verificando se existem nós duplicados e posteriormente eliminá-los.

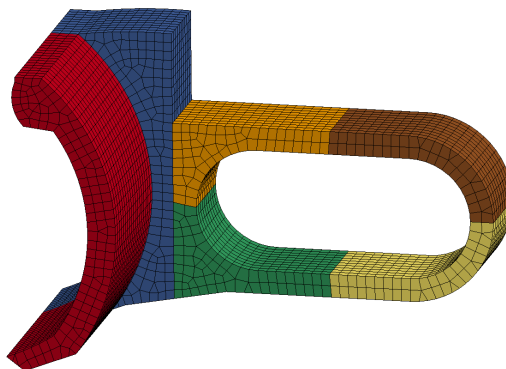


Figura 3.14: Junção das várias partes que compõem a malha final do componente

Este processo permite assim simplificar o processo de criação de malhas do tipo hexaédricas em geometrias complexas através de geometrias mais simples sem que seja necessário alterar o formato da peça inicial, obtendo modelos de elementos finitos de igual geometria ao formato inicial da peça. Foi também usada a ferramenta *Element Generation* em certos componentes de forma a facilitar o processo de gerar elementos sólidos.

Contudo apesar do processo descrito ter sido realizado, face à geometria das peças apresentar várias faces com raios de curvatura e variações de espessura, a malha apresenta sempre, em quantidade reduzida, alguns elementos tetraédricos que não são possíveis de eliminar sem refinar de forma exagerada a malha, medida esta que resultaria num aumento injustificado de custo computacional associado.

Na eventualidade das peças modeladas sob a forma de elementos finitos do tipo *Solid* apresentarem flanges ou secções de espessura reduzida e constante, estas partes seriam modeladas através de elementos finitos do tipo *Shell* reduzindo também o custo computacional. É apresentado na figura 3.15 exemplos deste tipo de componentes.

É importante salientar que para estas peças se comportarem de forma uniforme, isto é, como uma peça única, é necessário ligar correctamente estes dois tipos de elementos, isto é descrito com mais pormenor no subcapítulo que aborda as ligações presentes no modelo da cadeira.

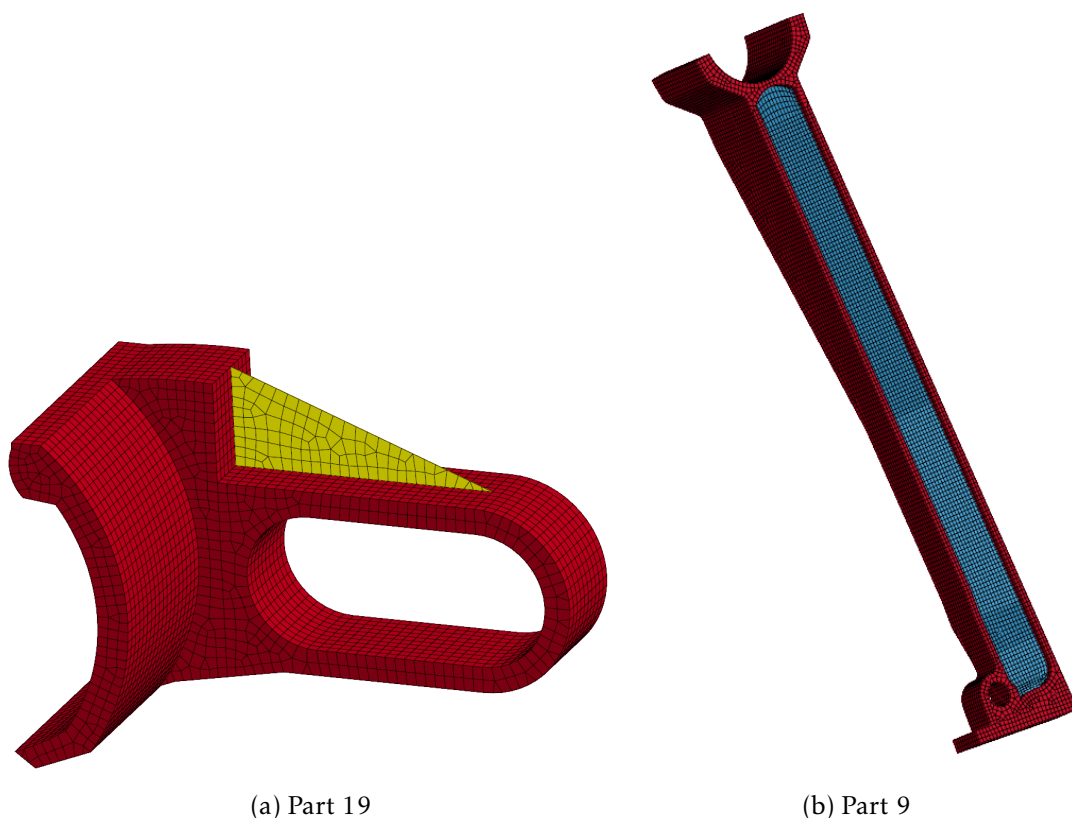


Figura 3.15: Componentes compostos por elementos do tipo *Solid* e *Shell*

3.2.6 Modelação da Espuma do Assento

Para modelar a espuma do assento também foram usados elementos do tipo hexaédrico de 8 nós, pois para além de apresentar resultados muito mais próximos do comportamento real da esponja, apresenta um custo computacional mais reduzido do que o que seria esperado com elementos tetraédricos [18].

De forma a caracterizar correctamente o comportamento deste componente foi usado o material do tipo `*MATERIAL_ LOW_ DENSITY_ FOAM`. Para definir as leis constitutivas da espuma é necessário definir uma curva de carregamento, tendo sido esta definida com base em valores obtidos por H. Lankarani e P. Bhonge [18], como apresentada na figura 3.16. Variáveis como o coeficiente de forma para o descarregamento (*shape factor*), o coeficiente de amortecimento (*damping*) e o factor histerético para o descarregamento (*hysteretic unloading factor*) foram escolhidas com base em [38].

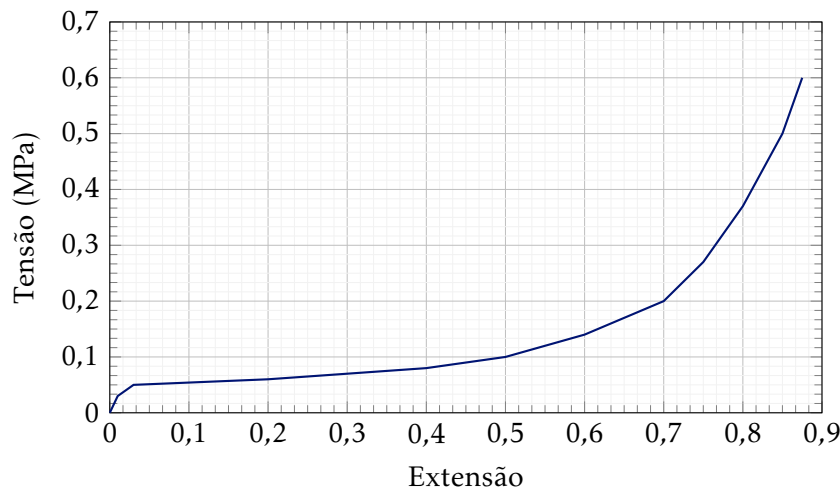


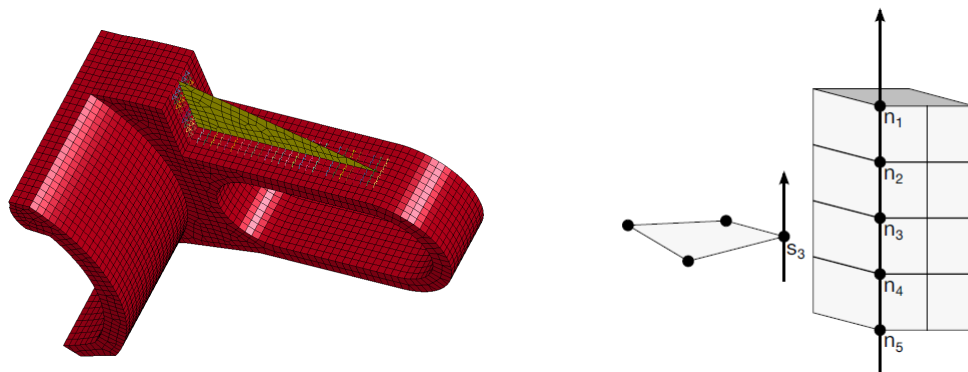
Figura 3.16: Lei constitutiva do material usado para caracterizar a espuma do assento

3.2.7 Definição de Ligações da Cadeira

Para a construção do modelo numérico foi necessário definir as ligações entre os vários componentes presentes neste para representar de forma mais fiel o comportamento estrutural da cadeira. Neste subcapítulo são também referidos comandos do tipo *Contact* utilizados com o intuito de ligar os componentes, sendo que este tipo de comando pode ser utilizado com essa função.

Como referido anteriormente no subcapítulo 3.2.5, havendo componentes modelados através da combinação de elementos do tipo *Solid* e do tipo *Shell*, a ligação entre estes deve ser realizada de forma cuidadosa. Sendo que os elementos *Solid* usados (`ELFORM=1`) não apresentam graus de liberdade de rotação mas os elementos *Shell* apresentam, é importante que a ligação seja estabelecida de forma a que mantenha a continuidade rotacional dos graus de liberdade. Para isso é usado o comando `*CONSTRAINED_ SHELL_ TO_ SOLID` representado na figura 3.17, que permite ligar estes dois tipos de elementos restringindo

assim os graus de liberdade de rotação do elementos do tipo *Shell* e permitindo que haja continuidade rotacional entre os dois.



(a) Ligação entre elementos *Solid* e *Shell*

(b) Correcto posicionamento (adaptado de [35])

Figura 3.17: Uso do comando `*CONSTRAINED_ SHELL_ TO_ SOLID`

Apesar de não ter sido usado neste trabalho, uma estratégia alternativa a esta seria o uso de elementos *Solid* com a formulação `ELFORM=3`. Estes elementos apresentam 8 nós com graus de rotação, resultado em 6 graus de liberdade por nó, não necessitando assim do uso do comando anteriormente referido.

Para a modelar as ligações soldadas existentes na cadeira foi usado o comando `*CONTACT_ SPOTWELD`. Apesar de se tratar de um comando do tipo *Contact*, este permite ligar os componentes restringindo tanto os graus de liberdade de translação como os de rotação. Isto é bastante importante, pois muitos dos componentes ligados são constituídos por elementos do tipo *Shell* e nem todos os comando restringem também os graus de liberdade de rotação.

No caso da ligação entre a chapa e a espuma do assento, como se tratam de materiais que apresentam propriedades dissimilares, foi usado a opção de `SOFT=1` no comando `*CONTACT_ SPOTWELD`. Este parâmetro será explicado com mais pormenor no subcapítulo 3.2.8.

Para a ligação do encosto com o aro que suporta estruturalmente este, foi usado o comando `*CONSTRAINED_ TIE-BREAK`, apresentado na 3.18. Este comando é próprio para estabelecer ligação entre as arestas de componentes constituídos por elementos *Shell* permitindo ligar nós que se encontrem nas mesmas coordenadas.

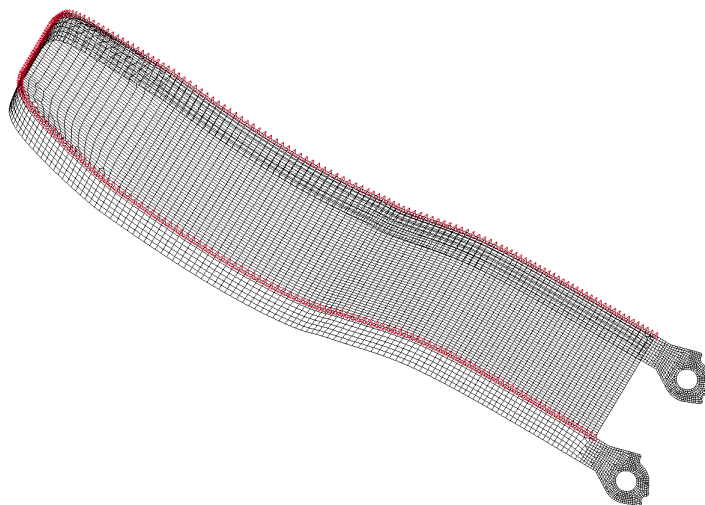


Figura 3.18: Ligação entre o encosto e a parte estrutural

Para estabelecer a ligação entre a cadeira e o chão é usado o comando `*CONSTRAINED_EXTRA_NODES_SET`, apresentado na figura 3.19. Esta ligação permite que os nós escolhidos acompanhem os deslocamentos do corpo rígido como se dele fizessem parte, sendo que neste caso é o chão que apresenta o material `*MAT_RIGID`.

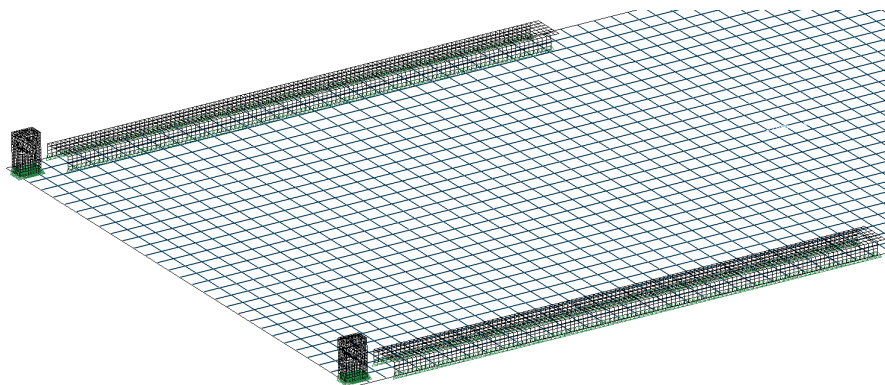


Figura 3.19: Ligação entre a cadeira e o chão

Como referido no subcapítulo 3.2.2, para a modelação dos parafusos, foi usado o comando `*CONSTRAINT_NODAL_RIGID_BODY` para unir os elementos *Shell* ao elemento *Beam*. Esta ligação permite que os nós escolhidos acompanhem os deslocamentos do corpo rígido como se dele fizessem parte e encontra-se representada na figura 3.20 com o parafuso modelado.

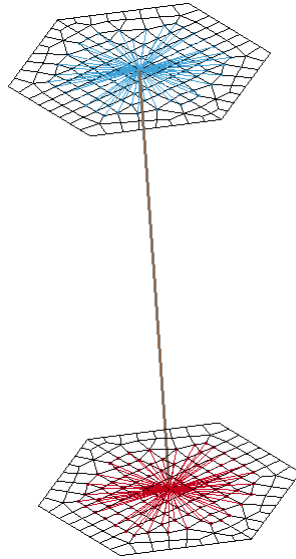


Figura 3.20: Ligação realizada na modelação dos parafusos

3.2.8 Definição de Contactos na Cadeira

A definição de contactos num modelo numérico é bastante importante para o *software* poder identificar as partes do modelo que poderão entrar em contacto e promover uma potencial interpenetração. Esta identificação é feita através de algoritmos próprios que são efectuados a cada *time step*, sendo realizados com base em molas lineares que se encontram entre os nós do *slave* e os segmentos mais próximos do *master*, sendo a rigidez destas molas que define a força aplicada nos nós de ambos.

Os algoritmos que definem estes contactos são divididos em dois grupos diferentes, os *penalty-based contact* e os *constrained-based contact*, sendo o primeiro o mais habitualmente usado. Este funciona com a aplicação de uma força proporcional à profundidade da potencial penetração entre duas partes eliminando essa penetração, como apresentado na equação 3.1, sendo possível de usar tanto em corpos rígidos como deformáveis enquanto que o *constrained-based contact* apenas é aplicável a corpos deformáveis [39].

$$F = lk \tag{3.1}$$

com:

l-distância penetrada

k-rigidez da mola

Para a definição de contactos no modelo numérico da cadeira foi usado comando *CONTACT_ AUTOMATIC_ SURFACE_ TO_ SURFACE, sendo o tipo de contacto recomendado para análise de impactos que envolvam grandes deformações em que existe alguma dificuldade de prever onde irá haver contacto entre partes, pois o facto de ser automático implica que se trata de um contacto não orientado, isto é, detecta a penetração dos dois lados do elemento *Shell*, projectando as superfícies de contacto em ambos os sentidos através da direcção normal ao plano médio do elemento. A distância da projecção desta superfície de contacto é de metade da espessura definida para o elemento *Shell*, podendo ser alterada. No caso de elemento do tipo *Beam* esta superfície de contacto é projectada de forma radial a uma distância normal ao eixo do elemento [40].

Para contactos do tipo *Penalty-Based* existem três tipos de formulações usadas para o cálculo da rigidez das molas que representam o contacto entre as duas malhas, sendo que estas variações consoante o uso da opção *SOFT*, que afecta o método de computação usado para o cálculo da rigidez das molas [41]:

- O *Standard Penalty Formulation* (*SOFT*=0);
- *Soft Constrained Penalty Formulation* (*SOFT*=1);
- *Segment-based Penalty Formulation* (*SOFT*=2).

A opção *SOFT*=0 encontra-se inicialmente estabelecida no programa por defeito, tratando-se de um método de cálculo eficaz e bastante estável. Para elementos *Solid* a rigidez é calculada através da equação 3.2. Tal como a opção *SOFT*=1, esta opção detecta as penetrações de nós nos segmentos e aplica uma força tanto no nó que está a penetrar como nos nós do segmento.

$$k = \frac{\alpha K A^2}{V} \quad (3.2)$$

com:

α - factor de escala de penalização (recomendado o uso do valor de 0,1)

K - módulo volumétrico do material

A - área segmentada

V - volume do elemento

No caso de elementos *Shell* é usada a equação 3.3 para o cálculo da rigidez.

$$k = \frac{\alpha K A}{\max(\text{ShellDiagonal})} \quad (3.3)$$

Na opção $SFFT=1$ o cálculo da rigidez do contacto é baseado na estabilidade de um sistema mola e massa considerando uma massa nodal m e um *time step* inicial global Δt_0 , como apresentado na equação 3.4.

$$k = 0,5.SOFSCSL \frac{m}{\Delta t_0^2} \quad (3.4)$$

A variável $SOFSCSL$ é um factor de escala de rigidez opcional que pode ser especificado no cartão deste comando, sendo unicamente válido para a opção $SFFT=1$.

O uso da opção $SFFT=1$ justifica-se quando um contacto é estabelecido entre materiais que apresentam propriedades muito diferentes podendo causar problemas numéricos, caso que se verificou quando se estabeleceu um contacto entre a espuma e a chapa do assento que é constituído por aço, tendo-se então recorrido ao uso desta opção para esse caso. Estes problemas numéricos devem-se ao facto da esponja e a chapa do assento apresentarem o módulo de Young e um módulo volumétrico diferentes provocando resultados numéricos irrealistas entre estes dois componentes. Esta opção também poderá ser usada nas situações em que os graus de refinamento das malhas que entram em contacto são muito dissimilares.

A opção $SFFT=2$ apresenta um cálculo da rigidez do contacto similar ao do $SFFT=1$, pois o critério de estabilidade baseia-se na massa e no *time step* mas neste caso penetração é detectada através de um segmento noutro segmento, aplicando uma força de igual valor aos nós pertencentes a ambos os segmentos. Por este motivo esta trata-se de uma boa opção para casos em que existe contacto entre arestas ou vértices. Esta opção foi utilizada para estabelecer contacto entre o ATD e a espuma da cadeira como recomendado [19]. A rigidez neste caso é calculada pela equação 3.5.

$$k = SLSFAC\{A\} \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \left(\frac{1}{\Delta t_0} \right)^2, \quad A = SFM \vee A = SFS \quad (3.5)$$

com:

A- factor de escala para o deslizamento entre duas superfícies para o *slave* ou *master* (recomendado o uso de 0,1)

SF- factor de escala (recomendado o uso de 1)

A única desvantagem desta opção é o facto de não poder ser utilizado com elementos do tipo *Beam* ou com contactos do tipo `*CONTACT_ NODES_ TO_ SURFACE`, pois não são gerados segmentos em ambas as situações.

3.2.9 Posicionamento do ATD

Após verificar a correcta ligação entre os componentes e os subconjuntos do modelo procedeu-se ao posicionamento do ATD neste. É importante referir que por impossibilidade de obter o modelo numérico do *Hybrid II 50th percentile male*, foi usado o modelo *Hybrid III 50th percentile male* desenvolvido e distribuído pela *Livermore Software Technology Corporation* (LSTC) para os utilizadores do *LS-DYNA*. A diferença entre estes modelos, para além do *Hybrid III* ser mais recente que o *Hybrid II*, este último apresenta sensores na região da coluna que permitem obter resultados relativamente à solicitação na coluna do ATD enquanto que o *Hybrid III* já não.

O modelo *Hybrid III 50th percentile male* encontra-se disponível no *LS-DYNA* nas categorias *Fast* e *Detailed*, sendo que nas simulações numéricas realizadas neste trabalho foi utilizado o modelo *Fast* na versão denominada *LSTC.H3_ 50TH_ FAST. 120702_ V2.0* composto pelos materiais apresentados na tabela 3.3 e os nós, elementos e partes apresentados na tabela 3.5.

Tabela 3.3: Modelos de materiais pertencentes ao modelo numérico do ATD utilizado

Materiais	
*MATERIAL_ ELASTIC	26
*MATERIAL_ PLASTIC_ KINEMATIC	3
*MATERIAL_ VISCOELASTIC	5
*MATERIAL_ NULL	2
*MATERIAL_ RIGID	66
*MATERIAL_ LOW_ DENSITY_ FOAM	7
*MATERIAL_ LINEAR_ ELASTIC_ DISCRETE_ BEAM	2
*MATERIAL_ SPRING_ ELASTIC	10
*MATERIAL_ DAMPER_ VISCOUS	3
*MATERIAL_ SPRING_ NONLINEAR_ ELASTIC	1
*MATERIAL_ DAMPER_ NONLINEAR_ VISCOUS	1
*MATERIAL_ SPRING_ GENERAL_ NONLINEAR	1

Tabela 3.4: Composição do modelo numérico do ATD utilizado

Elementos	
BEAM	3
DISCRETE	7
MASS	32
SEATBELT_ ACCELEROMETER	3
SHELL	1624
SOLID	2644
Nós	7406
Partes	147

O posicionamento do modelo do ATD foi realizado procurando aproximar de forma mais fiel ao do posicionamento nos ensaios experimentais. Para isso foram então efectuadas operações de translação e rotação global no modelo, tendo como referência a origem do referencial de coordenadas denominado por ponto H, e operações de rotação nos conjuntos de juntas que simulam as articulações presentes no corpo humano. As operações realizadas no ponto H encontram-se na tabela 3.5 e as realizadas nas juntas apresentadas na tabela 3.6.

Tabela 3.5: Coordenadas do ponto H do modelo numérico do ATD utilizado

Posição do ponto H (mm)			Rotações Globais (°)		
<i>x</i>	<i>y</i>	<i>z</i>	eixo X	eixo Y	eixo Z
-213	185	411	-	-14	180

Tabela 3.6: Operações realizadas nas juntas que simulam as articulações do ATD

Parte	Ângulo de Rotação (°)	Eixo
Pescoço	-	-
Perna esquerda superior	4	X
Perna esquerda inferior	6	Y
Perna direita superior	4	X
Perna direita inferior	6	Y
Pé direito	-9	X
Pé esquerdo	-9	X
Lombar	11	Y

A definição de contactos entre o ATD e a cadeira foi realizada através do comando *CONTACT_ AUTOMATIC_ SURFACE_ TO_ SURFACE, sendo o recomendado para simulações de impactos dinâmicos desta natureza.

3.2.10 Modelação e Posicionamento do Cinto

Para modelar o cinto de segurança foi usada a ferramenta *BeltFit*. É escolhido modelar este componente através da combinação de dois tipos de elementos, do tipo *Shell* para a região que entra em contacto directo com o ATD de forma a obter uma melhor definição de contacto entre cinto e ATD, e o restante composto por elementos do tipo *Seatbelt* sendo que estes apresentam maior robustez e estabilidade.

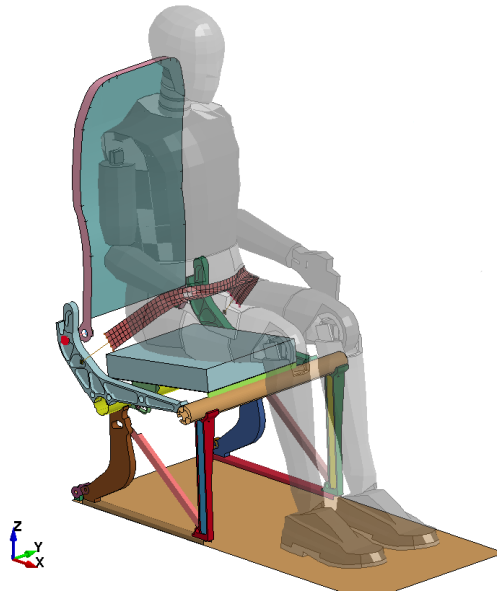


Figura 3.21: Conjunto com o cinto modelado

O material usado no cinto é o *MAT_ SEATBELT, para caracterizar o comportamento deste material é necessário definir o seu comportamento quando sujeito a um carregamento e posteriormente o descarregamento. Este foi definido com base em valores por H. Lankarani e SP. Bhonge [18].

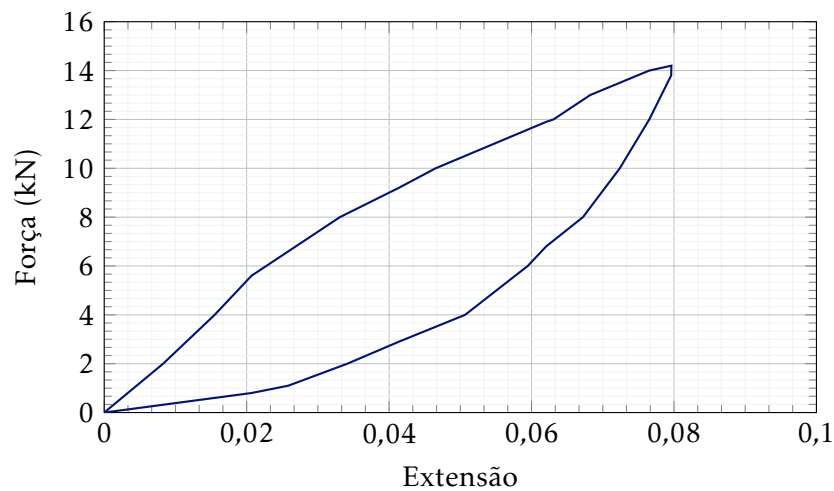


Figura 3.22: Curva do comportamento do material usado para caracterizar a cinto de segurança

3.2.11 Definição das Condições de Fronteira

Para simular a forma como o pulso é imposto no conjunto através do sistema de calhas presentes no ensaio experimental, tanto no Teste I como no Teste II é necessário restringir

primeiramente o movimento de translação do chão do sistema segundo os eixos globais y e z , e de rotação segundo os eixos globais x , y e z permitindo que haja apenas deslocamento segundo a direcção global x . Sendo que o chão é definido com material do tipo rígido, este tipo de restrições é imposto na própria definição do material. É também utilizado o comando `*LOAD_ BODY_ Z` para introduzir a aceleração da gravidade no sistema.

Como anteriormente referido de forma a reproduzir condições do Teste I e do Teste II, é imposto um pulso triangular simétrico como representado nas figuras 3.23 e 3.24 respectivamente, sendo a que melhor aproxima as variações de aceleração medidas em ensaios experimentais desta natureza. O pulso é imposto ao chão do sistema através do comando `*BOUNDARY_ PRESCRIBED_ MOTION_ RIGID` reproduzindo a aceleração imposta das calhas no conjunto durante o ensaio experimental.

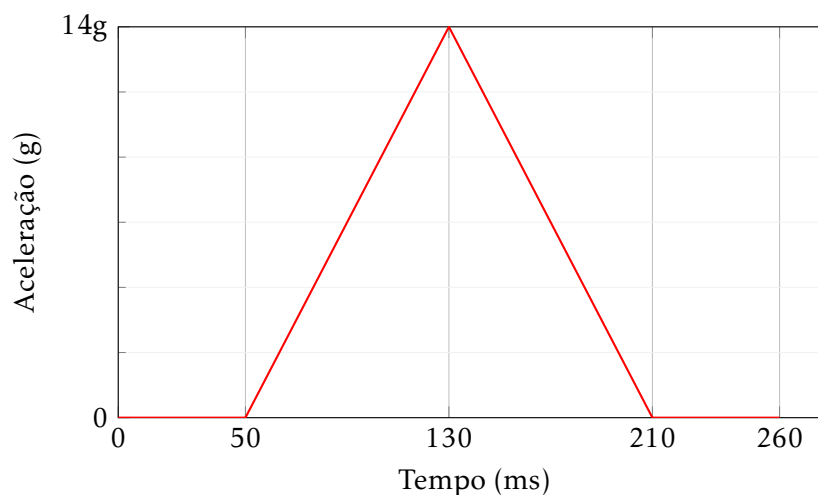


Figura 3.23: Pulso imposto na simulação do Teste I

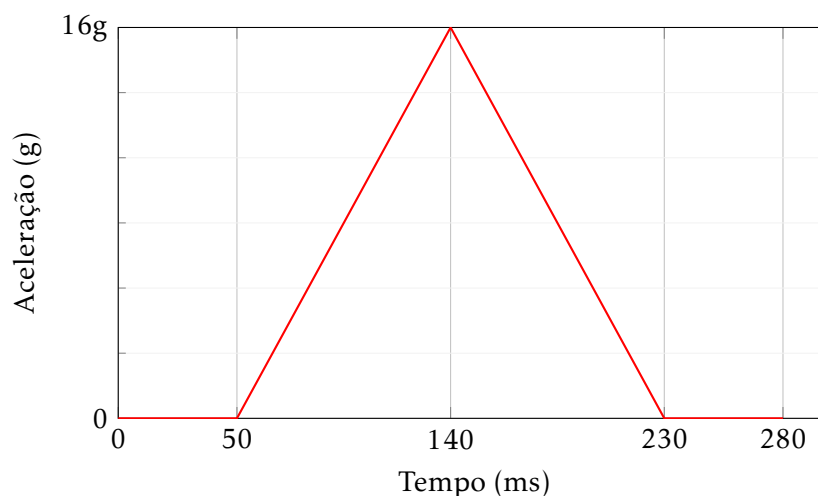


Figura 3.24: Pulso imposto na simulação do Teste II

Estes gráficos apresentam um intervalo de tempo inicial de 50 ms sem a imposição de pulso de forma a que o ATD possa "cair" sobre a cadeira para que este esteja em pleno contacto com a cadeira. Isto é necessário devido à impossibilidade de colocar o ATD perfeitamente sentado em contacto com a cadeira. É dado um intervalo de tempo de 50 ms posterior ao fim do pico com o objectivo de analisar as consequências no sistema instantes após o pulso.

Capítulo 4

Resultados e Discussão das Simulações Computacionais

Neste capítulo são apresentados os resultados obtidos através de simulações numéricas realizadas com base nos critérios exigidos pela Parte 25.562 [29] e AC 20-146 [3]. Tanto o Teste I como o Teste II foram realizados com vista à obtenção e análise das forças presentes na ligação entre a cadeira e o chão, deformações e tensões presentes na cadeira bem como os esforços a que o ATD está sujeito quando solicitado às condições do Teste I e II e a trajectória da cabeça. Para proceder às simulações de 280 ms foram necessárias aproximadamente 8 horas de tempo de análise utilizando 8 CPU i7 de 4.20 GHz.

Infelizmente não foi possível obter resultados numéricos para a simulação do Teste I, contudo foram obtidos resultados satisfatórios para o Teste II apesar da simulação não ter sido completamente terminada. A dificuldade em obter estes resultados deve-se maioritariamente ao uso do modelo *Hybrid III Fast*. Este apresentou vários erros potenciados pelo facto de se tratar de um ATD modelado, apesar de com o intuito de ser utilizado para vários tipos de aplicações, para simulações de impacto direccionados para a área automóvel, simulações estas que diferem bastante das da área da aviação face à natureza do impacto. Outro ponto importante é o facto da regulamentação da área automóvel requerer um sistema de restrição que impeça tanto o movimento da região pélvica do passageiro como da região torácica, enquanto que a regulamentação da aviação da Parte 25 apenas impõe o uso de restrição da região pélvica. Sendo o modelo numérico do ATD construído maioritariamente com o intuito de ser usado em aplicações na área automóvel, naturalmente em aplicações na área da aviação apresentará complicações numéricas quando utilizado num sistema de restrição composto apenas por um cinto na região pélvica, provocadas pelas elevadas compressões que o cinto provocará nesta.

Devido a estas complicações os resultados das simulações computacionais do Teste II serão divididos em duas partes, os resultados designados por Teste II com Penetração do Cinto na Região Pélvica, estes são relativos à simulação numérica em que no contacto estabelecido entre *dummy* e cinto é usada uma opção designada de $SOFT=0$ no qual foi obtida uma simulação finalizada, no entanto apresenta uma ligeira penetração do cinto na

região pélvica do *dummy*. A segunda parte os resultados são designados apenas por Teste II em que apenas difere o uso da opção $SOFT=1$, eliminando por completo a penetração do sistema de restrição verificada na simulação anterior no entanto esta simulação não é finalizada, terminando numa fase descendente do pulso.

Na fase final da elaboração deste trabalho, foi despendido algum tempo e esforço para realizar algumas correcções ao ATD com o objectivo de adaptar este às características das simulações pretendidas evitando a ocorrência de erros na simulação.

4.1 Complicações Encontradas na Simulação Numérica

Na realização do teste II via computacional, como referido houve várias complicações numéricas associadas ao uso do ATD, sendo estas maioritariamente compostas por problemas de volume negativo dos elementos. Isto ocorre quando um elemento é sujeito a níveis de distorção tão elevados que a simulação é interrompida pela presença elementos que apresentavam volume negativo.

As partes pertencentes ao dummy que apresentaram inicialmente mais problemas numéricos desta natureza foram as designadas de "*Jacket*" e de "*Rib Damp*", representadas na figura 4.1.

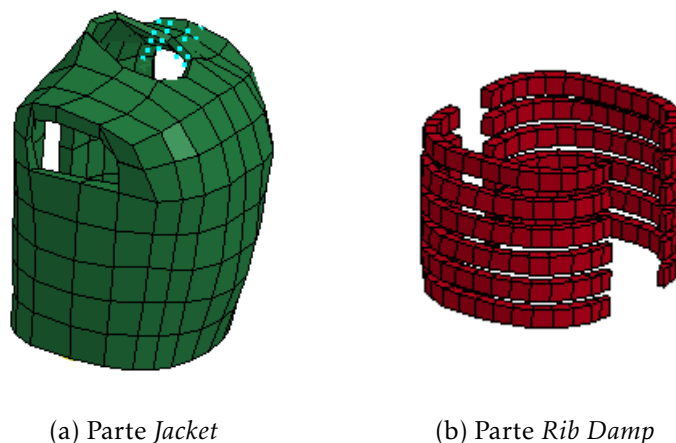


Figura 4.1: Partes do ATD que apresentaram problemas de volume negativo

A abordagem inicial para solucionar este problema foi o uso do comando $HOURGLASS=3$ (*Flanagan-Belytschko viscous form with exact volume integration for solid elements*) para estas partes. Este tipo de *hourglass (viscous)* é recomendado para simulações de impactos desta natureza, isto é para problemas de deformação com velocidades elevadas [35]. Após esta intervenção verificou-se a eliminação do aparecimento de elementos de volume negativo na simulação, tendo obtido um resultado final sem qualquer interrupção. No entanto observou-se, como apresentado na figura 4.2, que graficamente o cinto modelado estava a

atravessar parcialmente a região pélvica do ATD, consequência de um incorrecto estabelecimento de contacto entre estes. Sendo que inicialmente foi usada a opção $SOFT=0$, esta foi alterada para $SOFT=1$ com vista à melhoria do contacto.

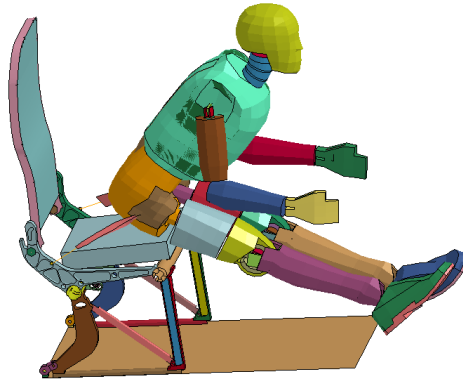


Figura 4.2: Penetração cinto modelado no ATD

Após esta intervenção verificou-se que já não ocorria penetração do cinto no ATD mas devido à elevada compressão que o cinto provocava na região pélvica do ATD surgiram novamente problemas numéricos, desta vez associados a esta região. Estes problemas numéricos eram novamente associados à ocorrência de volume negativo em elementos, desta vez na parte designada de "*PELVICFO*", representada na figura 4.3 com o cinto modelado.

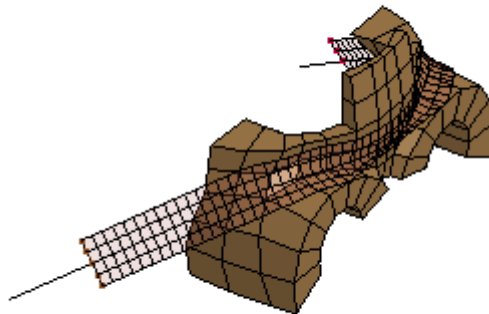


Figura 4.3: Parte *PELVICFO* com o cinto modelado

Como esta parte é caracterizada pelo material **LOW_ DENSITY_ FOAM*, na tentativa de corrigir este problema procedeu-se ao uso do comando $HOURGLASS=6$, este *hourglass* é próprio para partes caracterizadas por materiais como borrachas ou espumas quando utilizado um coeficiente de *hourglass* (QM) de 0,5-1 [35]. Apesar de se verificar melhorias na parte *PELVICFO* a simulação acabava por ser interrompida pois ocorria novamente o aparecimento de elementos de volume negativo nas partes *Jacket* e *Rib Damp*. Utilizou-se então o comando $HOURGLASS=6$ para a parte *Jacket*, dado que esta é caracterizada pelo

material *MAT_ LOW_ DENSITY_ FOAM e para a parte *Rib Damp*, caracterizada pelo material *MAT_ VISCOELASTIC, o comando HOURGLASS=7, recomendado para materiais com comportamento viscoelástico [42].

Apesar de ser recomendado o uso de uma formulação de elementos ELFORM=1 em vez da formulação ELFORM=2 para simulações que apresentem elevadas deformações, pois estas últimas são instáveis neste tipo de aplicações contribuindo para o aparecimento de elementos de volume negativo [43], foi verificado que apesar da simulação continuar a ser interrompida pela presença de elementos com volume negativo, o uso de uma formulação de elementos ELFORM=2 de integração completa apresentou melhorias significativas, verificando-se uma simulação com uma duração maior que com a combinação do uso da formulação de elementos ELFORM=1 e o uso de *hourglass*.

Outra intervenção foi a alteração para ERODE=1 no comando *CONTROL_ TIMESTEP, sendo necessário estabelecer um valor para a opção DTMIN no comando *CONTROL_ TERMINATION diferente de zero [44]. Quando realizada esta alteração é importante utilizar a opção ENMASS=1 no comando *CONTROL_ CONTACT de forma a manter a massa dos nós dos elementos *Solid* erodidos e o contacto manter-se activo [35] [45].

Sendo que as partes *Jacket* e *Pelvic* se encontram caracterizadas por um material do tipo *MAT_ LOW_ DENSITY_ FOAM, foi usado o comando *CONTACT_ INTERIOR, próprio para partes caracterizadas por este tipo de material que sofrem elevadas deformações. Para proceder estabeleceu-se um *SET_ PART constituído por estas duas partes e foi definido o parâmetro TYPE=2 e para o parâmetro F_a foi variado entre valores de 0,15-0,3, como recomendado por S. Bala [46] [35]. O parâmetro TYPE define o tipo de formulação para o contacto interior:

- TYPE=1, é o valor que se encontra por defeito sendo recomendado para compressão uniforme;
- TYPE=2, controla os casos combinados de compressão e modos de corte, funciona para elementos *Solid* de formulação (ELFORM=1) e elementos tetraédricos (ELFORM=10).

O parâmetro F_a trata-se de um factor de activação que funciona com base num algoritmo que actua quando o "esmagamento" do elemento alcança o valor do produto entre o factor de activação e a espessura do elemento.

Apesar da existência deste fenómeno irrealista, o de penetração do cinto no ATD, são apresentados em seguida alguns resultados desta simulação, que apresentam bastante interesse em termos cinemáticos. Apesar das adversidades referidas são também apresentados neste capítulo, e dado ênfase, aos resultados pertencentes à simulação do Teste II em que é utilizada a opção SOFT=1, isto é, em que não ocorre penetração do cinto no ATD. Estes são apresentados, pois apesar desta simulação não ter terminado, o pico do pulso neste caso dá-se ao instante de 140 ms, e os resultados obtidos, que por sua vez são

satisfatórios, foram obtidos até ao instante de 190 ms (fase já descendente do pulso) apresentando um elevado interesse para a elaboração deste trabalho, pelo que serão analisados com mais pormenor em seguida.

4.2 Teste II com Penetração do Cinto na Região Pélvica

Serão apresentados em seguida os resultados da trajectória da cabeça do ocupante e os esforços existentes no cinto para a situação em que existe penetração do cinto na região pélvica, isto é, a situação em que é usado a opção $SOFT=0$ no contacto entre estes. Apesar de ocorrer esta penetração irrealista entre os corpos, este caso apresenta uma cinemática semelhante em comparação com os testes experimentais [19] sendo um caso de estudo interessante de expor e analisar na elaboração deste trabalho.

4.2.1 Trajectória da cabeça do ocupante

Para analisar a trajectória da cabeça do ocupante foi seleccionado o nó correspondente à posição onde o sensor é colocado para obter resultados no ensaio experimental, como representado na figura 4.6. A trajectória corresponde aos instantes em que o pulso actua até ao final da simulação, isto é, desde 50 ms até aos 280 ms.

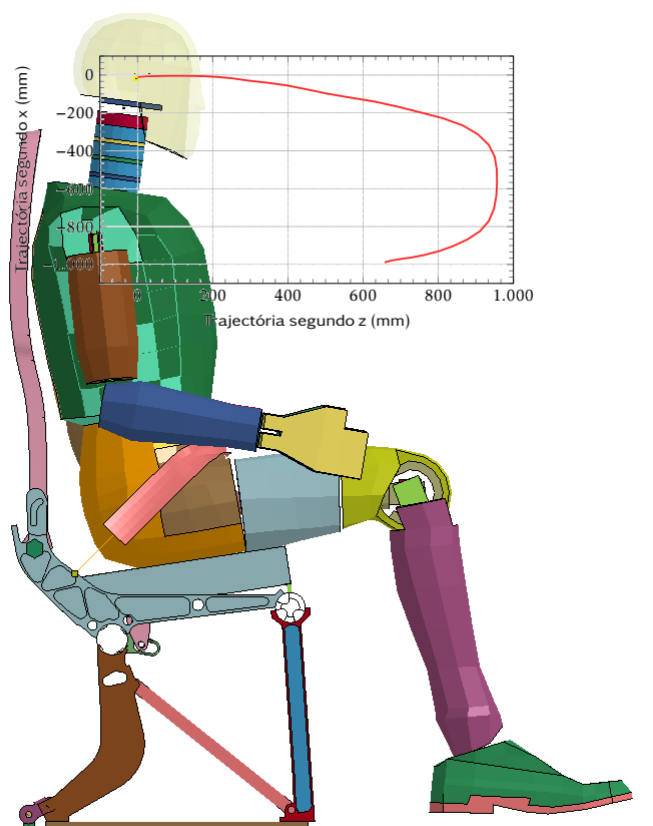


Figura 4.4: Trajectória da cabeça do ATD ($SOFT=0$)

4.2.2 Solicitações no Sistema de Restrição

São apresentadas na figura 4.5 as forças presentes no cinto até ao momento em que a simulação foi interrompida, sendo que o valor máximo é de 11,8 kN no instante 201 ms.

Como se pode observar, existem dois picos muito acentuados neste gráfico, o que não é muito comum em simulações desta natureza. Isto deve-se ao facto de existir a penetração do cinto no ATD, proveniente do mau estabelecimento do contacto entre estes. O primeiro pico corresponde à força provocada no cinto quando restringe o movimento do passageiro, existindo um decréscimo acentuado quando a penetração se inicia. Instantes depois cresce novamente para um segundo pico, possivelmente provocado pela instabilidade numérica associada à penetração do cinto.

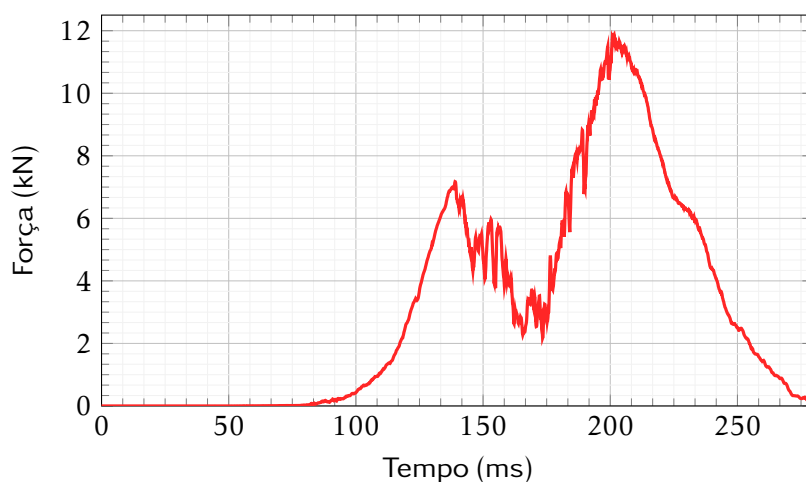


Figura 4.5: Solicitações no cinto no Teste II com penetração pélvica

4.3 Teste II

4.3.1 Trajectória da cabeça do ocupante

Para analisar a trajectória da cabeça do ocupante, como já referido, é seleccionado o nó correspondente à posição onde o sensor é colocado para obter resultados no ensaio experimental, representado na figura 4.6. A trajectória corresponde aos instantes em que o pulso actua até ao final da simulação, isto é, desde os 50 ms até aos 190 ms neste caso.

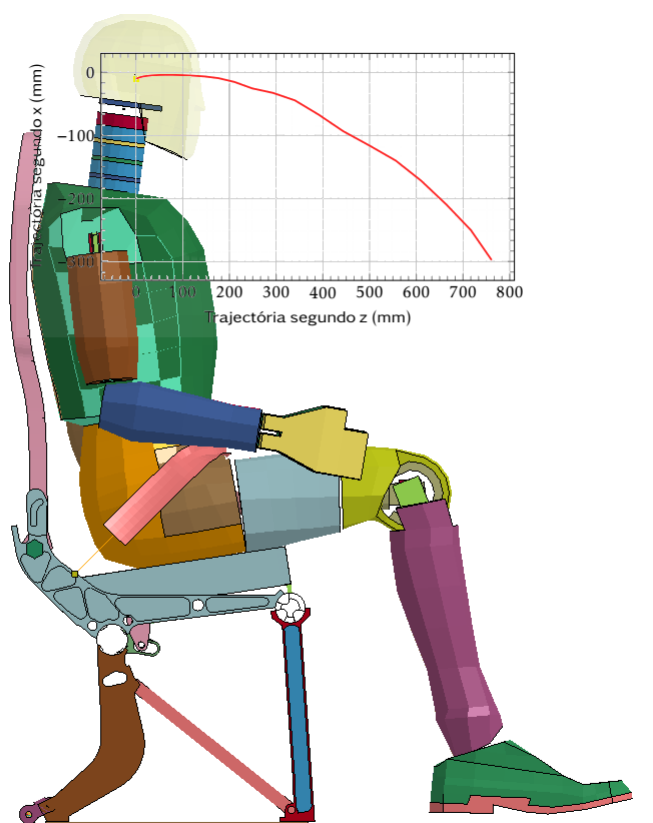


Figura 4.6: Trajectória da cabeça do ATD (S0FT=1)

Pode-se então observar na figura 4.7 a sobreposição dos resultados de ambas as simulações (S0FT=0 e S0FT=1), verificando-se uma cinemática bastante semelhante.

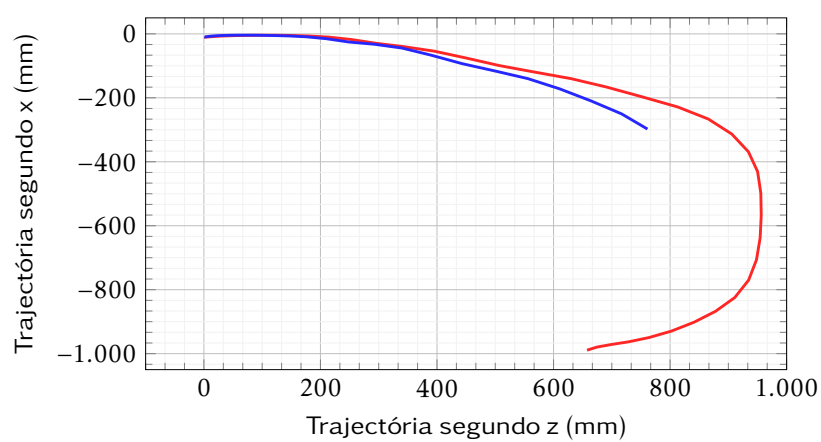


Figura 4.7: Trajectória da cabeça do ATD (S0FT=0 e S0FT=1)

4.3.2 Solicitações no Sistema de Restrição

São apresentadas na figura 4.8 as forças presentes no cinto até ao momento em que a simulação foi interrompida, sendo que o valor máximo é de 9,4 kN no instante 190 ms, isto é, quando existe a interrupção. É de esperar que caso a simulação continuasse, o cinto iria apresentar valores de solicitações mais elevados.

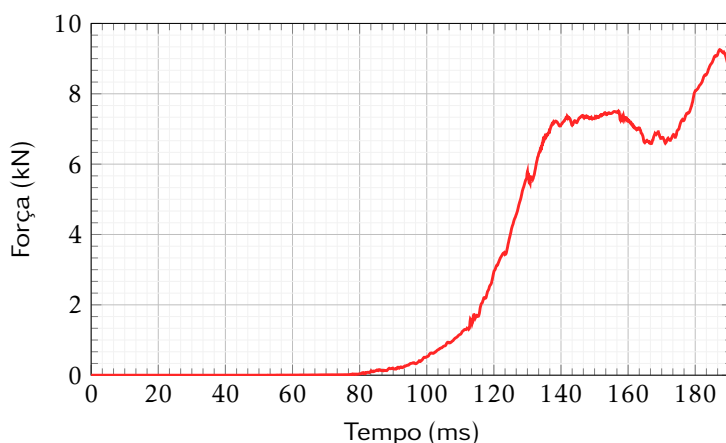


Figura 4.8: Solicitações no cinto no Teste II

4.3.3 Esforços Presentes na Cadeira

Neste subcapítulo são apresentados os esforços presentes em vários componentes da cadeira, tendo sido usado o critério de cedência de Von Mises para a análise da distribuição de tensões. Destes componentes salientam-se as pernas da cadeira, pois tratam-se de componentes em que existe um elevado interesse em analisar o seu comportamento mecânico quando sujeitos a solicitações desta natureza, dado que o seu objectivo é de deformar o suficiente de forma a ocorrer dissipação de energia, evitando a sua transmissão para o passageiro. São também analisados os restantes componentes que apresentaram solicitações bastante elevadas na realização das simulações.

Como já referido esta cadeira foi certificada antes de 1988 e como verificado esta apresenta um comportamento bastante rígido, existindo muito pouca ou nenhuma deformação plástica nos componentes do modelo, daí não serem apresentados resultados deste fenómeno.

Um dos componentes que apresentou valores mais elevados de solicitação foi o tubo dianteiro que se encontra apoiado entre as duas pernas da cadeira, sendo a distribuição de tensões deste apresentada na figura 4.9.

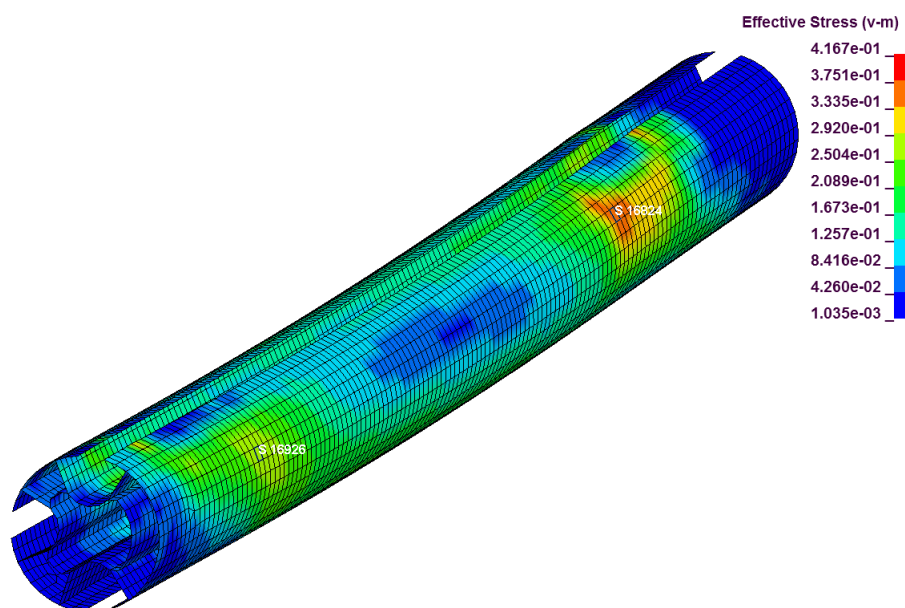


Figura 4.9: Distribuição de tensões Von Mises (GPa) no tubo dianteiro

É dado especial ênfase aos elementos *Shell* S16824 e S16926, sendo apresentados no gráfico 4.10 os valores de tensão a que estão sujeitos ao longo da simulação. Estes elementos foram escolhidos pois são os elementos que apresentam os maiores valores de tensão nas regiões onde se encontram presentes. Estas duas regiões apresentam uma distribuição de tensões elevadas provocadas pelo impacto das pernas do ATD na simulação. O elemento S16824 apresenta um valor máximo de 340 MPa e o S16926 de 285 MPa, ambos no instante de 115 ms.

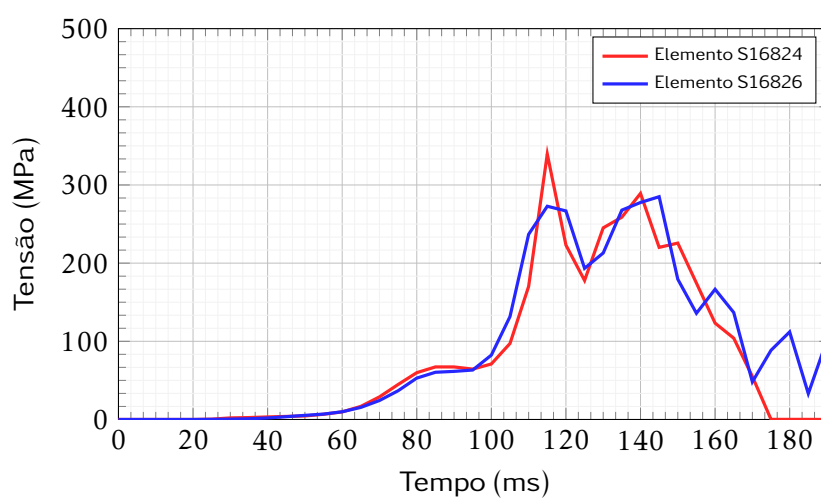


Figura 4.10: Tensões presentes nos elementos S16824 e S16926

Para as pernas da cadeira, tanto com as dianteiras como com as traseiras são aqui analisadas apenas as que se encontram no lado direito, pois foi verificado que os esforços apresentados tanto do lado esquerdo como do direito eram bastante próximos sendo aproximadamente simétricos.

Na perna traseira, apresentada na figura 4.11, foi verificado um valor máximo de 57 MPa resultante de uma acumulação de tensões no vértice deste componente. É apresentado em seguida com mais pormenor a distribuições de tensões nas regiões mais afectadas, sendo estas divididas nas regiões I, II e III para apresentar de forma mais clara os resultados.

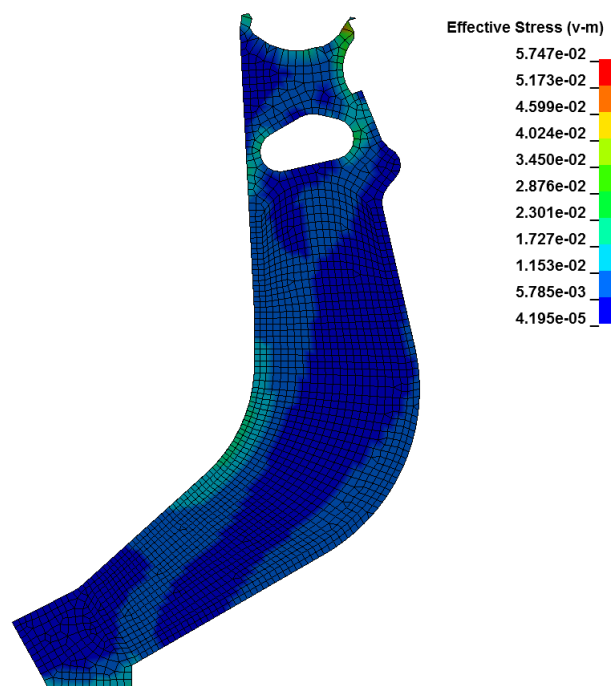


Figura 4.11: Distribuição de tensões Von Mises (GPa) na perna traseira

Na figura 4.12 é representada a distribuição de tensões na região I e os elementos *Solid* escolhidos para a análise das tensões ao longo da simulação, sendo estas apresentadas na figura 4.13.

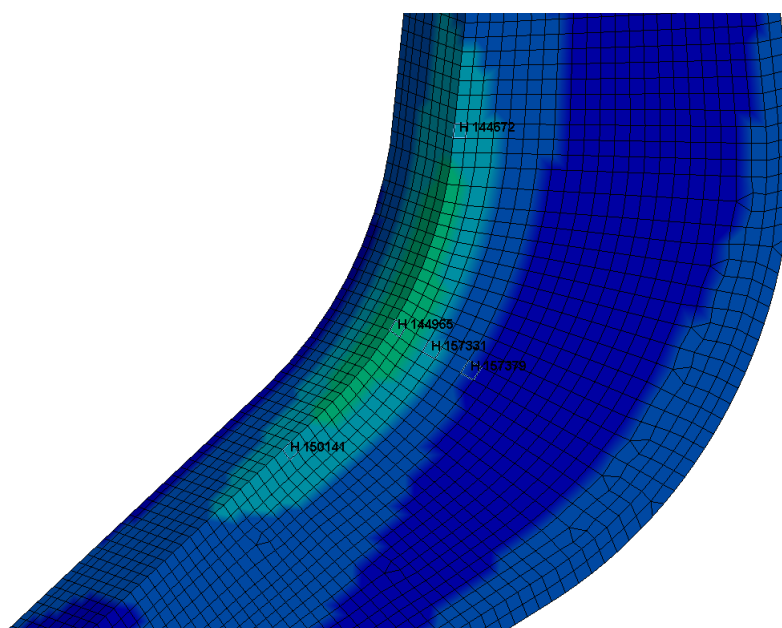


Figura 4.12: Distribuição de tensões Von Mises na região I da perna traseira

O elemento H144965 é o que apresenta o valor mais elevado de tensão nesta região, de 23 MPa no instante 110 ms.

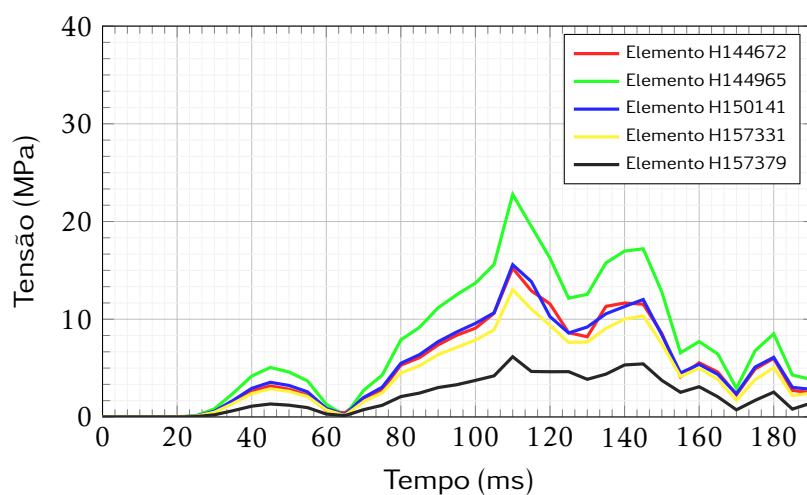


Figura 4.13: Tensões nos elementos H144672, H144965, H150141, H157331 e H157379

Na figura 4.14 é representada a distribuição de tensões na região II e os elementos *Solid* escolhidos para a análise das tensões ao longo da simulação. Como representado na figura 4.15 é o elemento H148923 que apresenta um valor máximo de 22 MPa no instante de 110 ms.

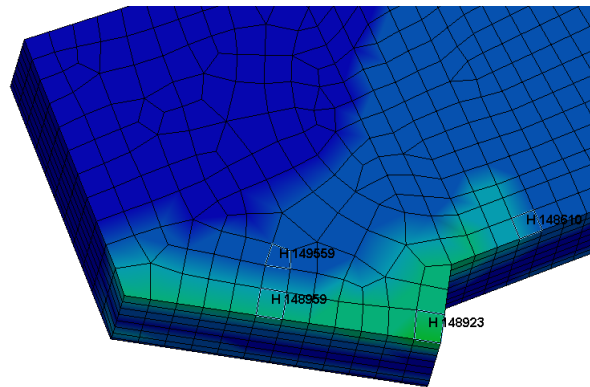


Figura 4.14: Distribuição de tensões Von Mises na região II da perna traseira

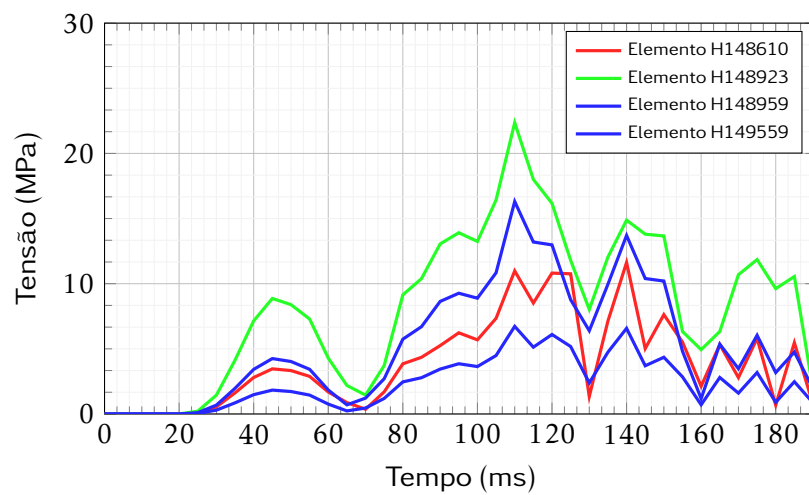


Figura 4.15: Tensões nos elementos H148610, H148923, H148959 e H149559

Na figura 4.16 é representada a distribuição de tensões na região III e os elementos *Solid* escolhidos para a análise das tensões ao longo da simulação. Dado que existem várias zonas de interesse para a análise das tensões dos elementos nesta região são apresentados dois gráficos, a figura 4.17 onde o elemento H145968 que apresenta um valor máximo de 19 MPa no instante de 115 ms e o gráfico 4.18 onde o elemento H145830 apresenta um valor máximo de 23 MPa no instante de 115 ms.

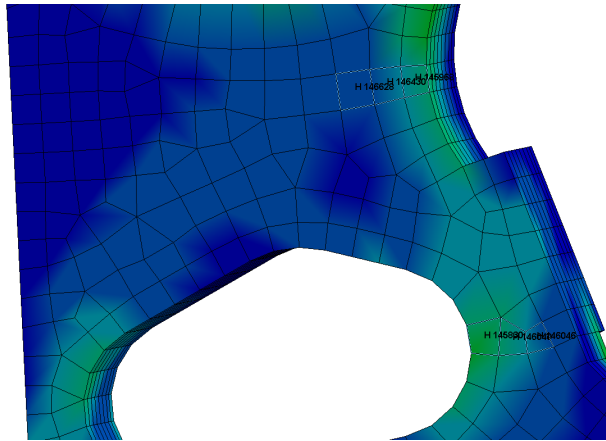


Figura 4.16: Distribuição de tensões Von Mises na região III da perna traseira

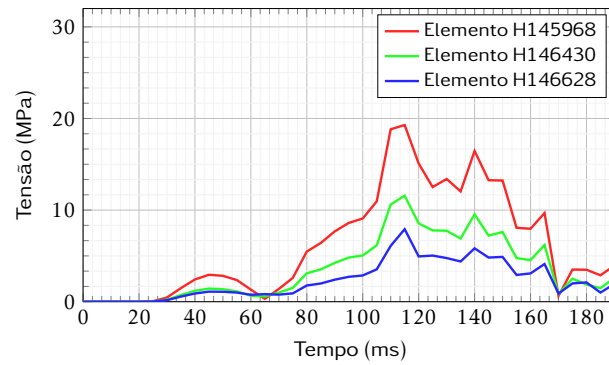


Figura 4.17: Tensões nos elementos H145968, H146430 e H146628

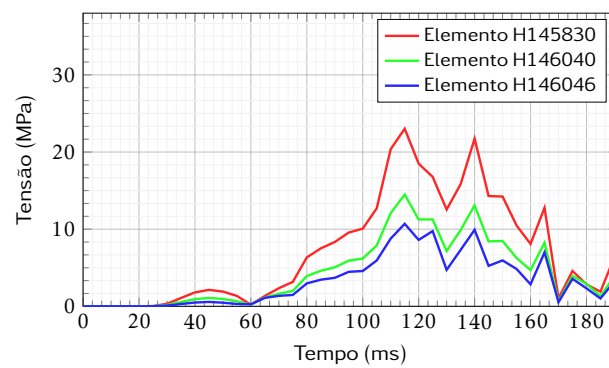


Figura 4.18: Tensões nos elementos H145830, H146040 e H146046

Para a perna dianteira, apresentada na figura 4.19, foi realizado uma análise à distribuição de tensões, sendo apresentado em seguida com mais pormenor a distribuição de tensões nas regiões mais afectadas, sendo estas divididas nas regiões I, II e III.

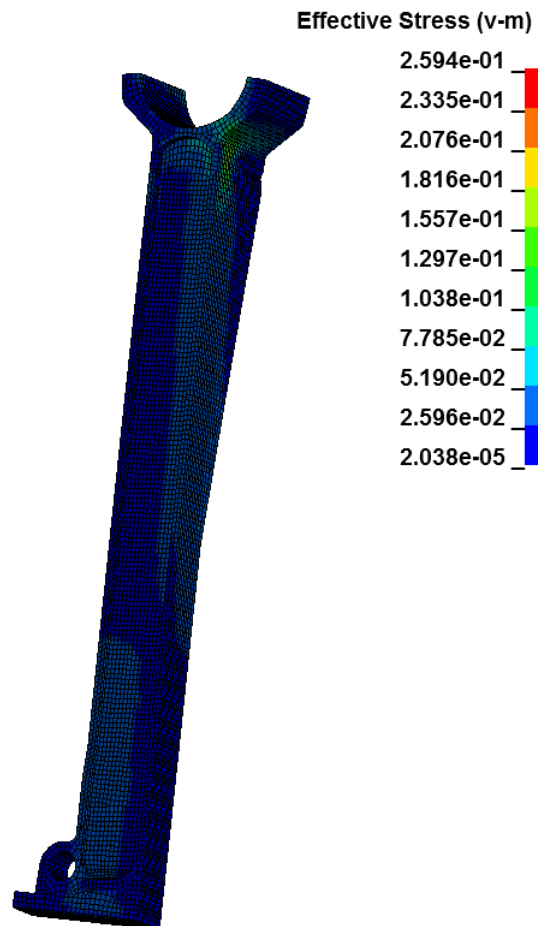


Figura 4.19: Distribuição de tensões Von Mises (GPa) na perna dianteira

Na figura 4.20 é representada a distribuição de tensões na região I e os elementos *Solid* e *Shell* escolhidos para a análise das tensões ao longo da simulação. Como representado na figura 4.21 é o elemento H44794 que apresenta um valor máximo de 85 MPa no instante de 115 ms.

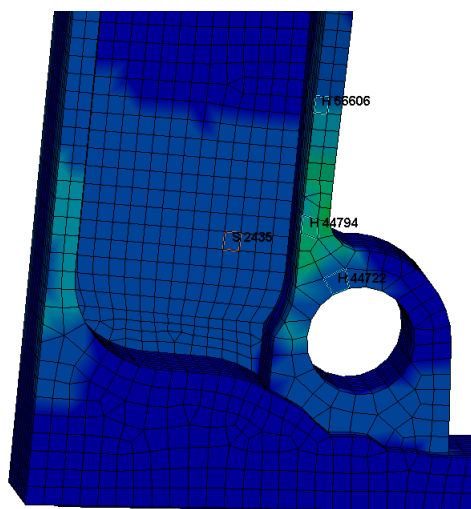


Figura 4.20: Distribuição de tensões Von Mises na região I da perna dianteira

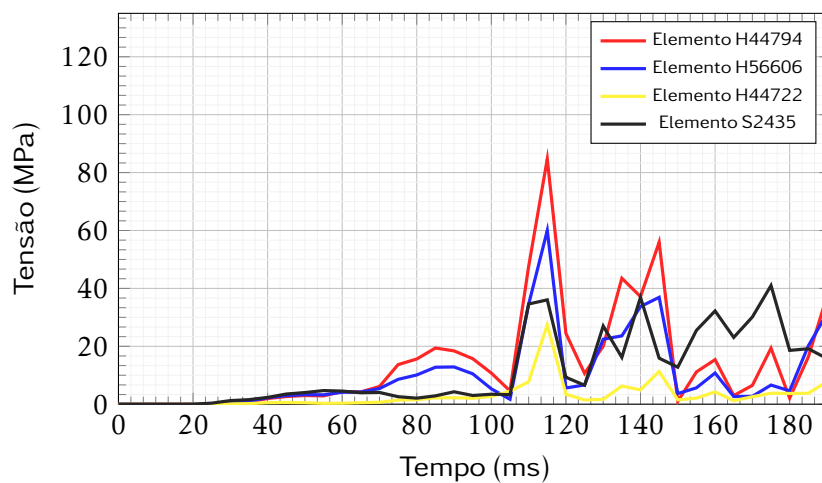


Figura 4.21: Tensões nos elementos H44794, H56606, H44722 e S2435

Na figura 4.22 é representada a distribuição de tensões na região II e os elementos *Solid* escolhidos para a análise das tensões ao longo da simulação. Como representado na figura 4.23 é o elemento H46122 que apresenta um valor máximo de 343 MPa no instante de 140 ms.

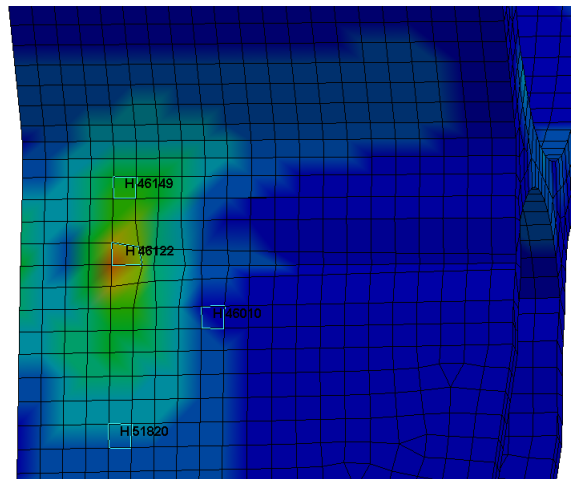


Figura 4.22: Distribuição de tensões Von Mises na região II da perna dianteira

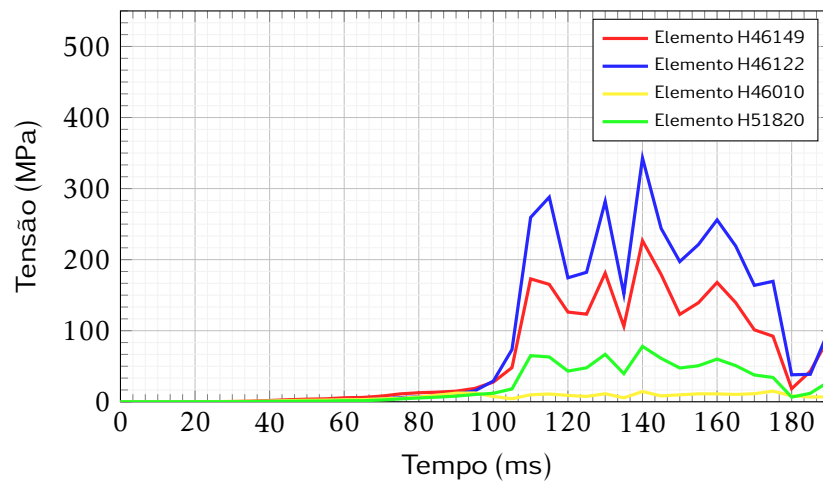


Figura 4.23: Tensões nos elementos H46149, H46122, H46010 e H51820

Na figura 4.24 é representada a distribuição de tensões na região III e os elementos *Solid* escolhidos para a análise das tensões ao longo da simulação. Como representado na figura 4.25 é o elemento H47687 que apresenta um valor máximo de 345 MPa no instante de 175 ms.

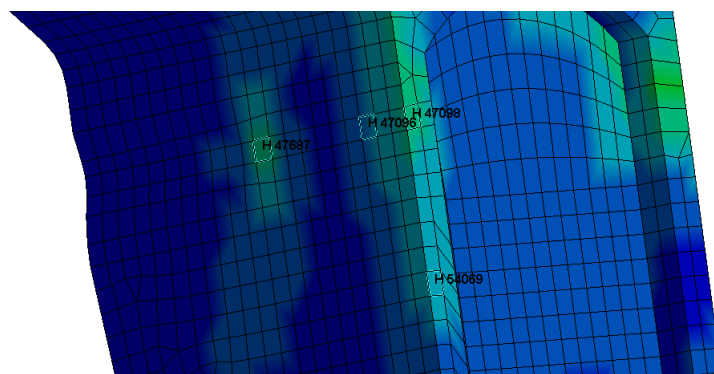


Figura 4.24: Distribuição de tensões Von Mises na região I da perna dianteira

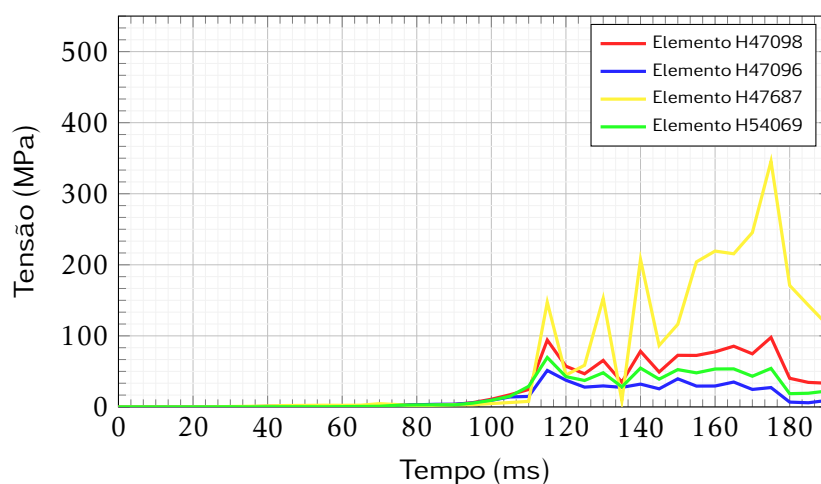


Figura 4.25: Tensões nos elementos H47098, H47096, H47687 e H54069

Para o componente que é responsável pela ligação do cinto à cadeira, apresentada na figura 4.26, foi realizado uma análise à distribuição de tensões, sendo novamente apresentado em seguida com mais pormenor a distribuição de tensões nas regiões mais afectadas, sendo estas divididas nas regiões I e II.

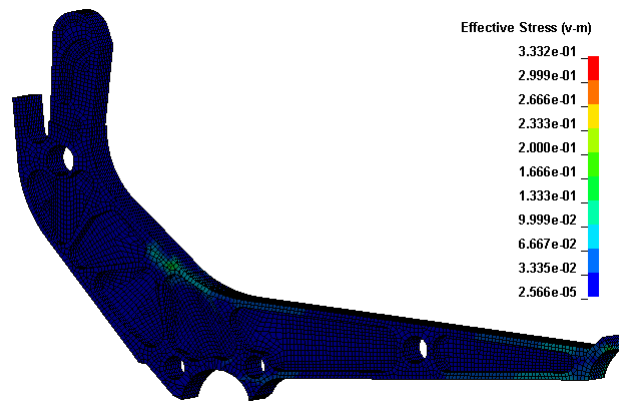


Figura 4.26: Distribuição de tensões Von Mises (GPa) no componente responsável pela ligação do cinto

Na figura 4.27 é representada a distribuição de tensões na região I do componente e os elementos *Solid* escolhidos para a análise das tensões ao longo da simulação. Como representado na figura 4.21 é o elemento H85017 que apresenta um valor máximo de 202 MPa no instante de 140 ms.

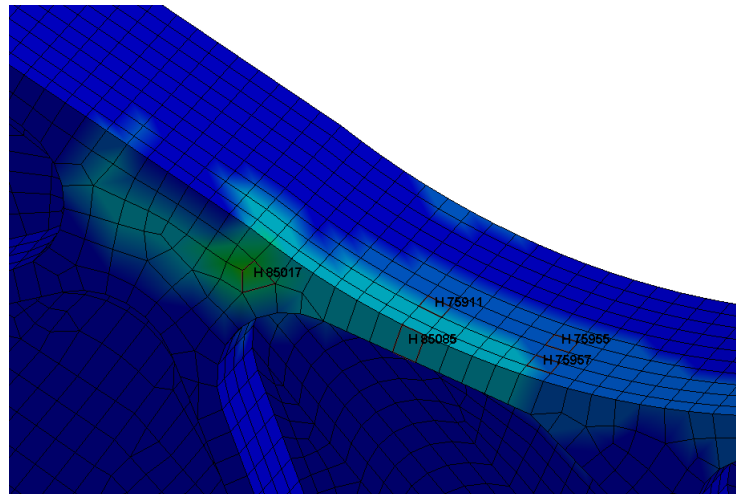


Figura 4.27: Distribuição de tensões Von Mises na região I componente responsável pela ligação do cinto

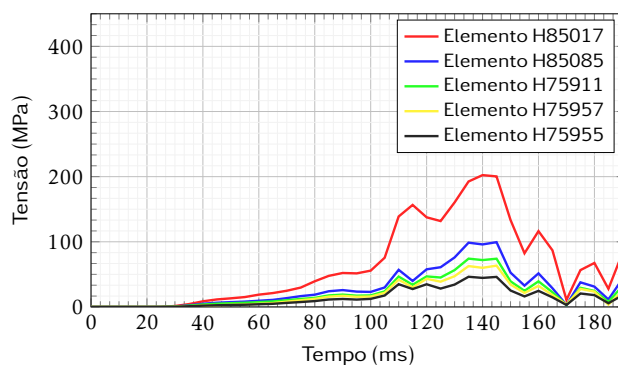


Figura 4.28: Tensões nos elementos H85017 ,H85085, H75911, H75957 e H75955

Na figura 4.29 é representada a distribuição de tensões na região II e os elementos *Solid* escolhidos para a análise das tensões ao longo da simulação. Como representado na figura 4.21 é o elemento H73519 que apresenta um valor máximo de 354 MPa no instante de 175 ms.

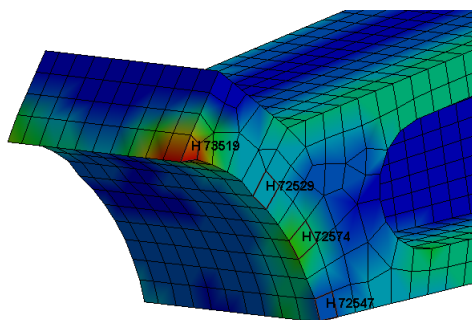


Figura 4.29: Distribuição de tensões Von Mises na região II componente responsável pela ligação do cinto

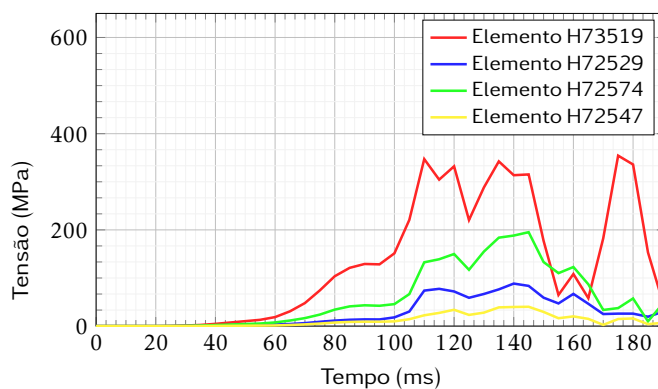


Figura 4.30: Tensões nos elementos H73519, H72529, H72574 e H72547

Capítulo 5

Conclusões e Trabalhos Futuros

Na realização deste trabalho foi construído, através do *software LS-PrePost*, o modelo numérico em elementos finitos de uma cadeira com o propósito de realizar numericamente os testes dinâmicos necessários à certificação dos assentos para aeronaves.

O processo de construção do modelo numérico bem como com a sua fase anterior de análise, selecção e correcção geométrica de componentes permitiu depreender que se trata de um processo iterativo algo trabalhoso que requer grande pormenor e atenção na sua execução, necessitando de ser tratado de forma expedita com o intuito de não comprometer as fases seguintes deste processo. A fase de construção do modelo numérico permitiu aprofundar várias técnicas de modelação de elementos finitos recomendadas na literatura e explicitá-las com o intuito de clarificar o correcto procedimento à sua realização. A exposição da metodologia usada para a construção do modelo numérico permite que este trabalho possa servir futuramente de orientação para a modelação de sistemas numéricos nesta área, proporcionando uma modelação mais cuidada e eficiente.

Com a realização das simulações foram encontrados vários problemas associados ao uso do modelo numérico do passageiro utilizado, o *Hybrid III Fast*, potenciados por este se tratar de um ATD modelado, em termos globais, para simulações mais direccionadas para o impacto na área automóvel. Isto deve-se também pela impossibilidade de obter o modelo numérico do *Hybrid II 50th percentile male*, habitualmente usado em simulações desta natureza. Dado que foram vários os problemas numéricos associados ao uso do modelo numérico *Hybrid III Fast*, seria bastante interessante a elaboração de um trabalho que consistisse na realização de alterações deste modelo numérico com o intuito de direccionar a sua utilização para simulações de impactos frontais em aeronaves. Outra proposta seria a continuação deste trabalho com o uso do modelo *Hybrid II 50th percentile male* que de momento não se encontra disponível na licença da faculdade, que seria mais apropriado para este tipo de aplicações.

Apesar de ter sido despendido algum tempo e esforço para tentar adaptar o ATD ao modelo numérico construído e às características do tipo de simulações que se pretendiam realizar, estes problemas e os extensos tempos de análise necessários para efectuar a simulação contribuíram para a impossibilidade de realizar a simulação computacional

do Teste I. Contudo, apesar de não ter sido possível terminar a simulação do Teste II, foi possível obter resultados satisfatórios instantes depois do pico do pulso. A realização de um trabalho que permitisse reduzir o tempo associado às simulações com o modelo numérico da cadeira permitiria um grande avanço em trabalhos posteriores no que toca ao estudo da biomecânica do impacto.

Efectuadas as simulações e obtidos os resultados para o Teste II, conclui-se, como esperado, que este modelo de assento de aeronave trata-se de um assento bastante rígido apresentando níveis de deformação no domínio elástico. Apesar de não se tratar de um modelo validado, este apresenta qualitativamente uma boa correlação cinemática com os testes experimentais já observados.

No seguimento desta dissertação seria interessante a elaboração de um trabalho em que fosse desenvolvido um modelo de *multibody* do assento para apoio à sua certificação, utilizando modelos computacionais de elementos finitos para modelação 2D em *multibody* de forma a simular soluções iniciais de projecto dos assentos para aeronaves e identificar os pontos críticos.

Referências Bibliográficas

- [1] União Europeia, Estatísticas de Transporte Aéreo, http://ec.europa.eu/eurostat/statistics-explained/index.php/Air_transport_statistics, Consultado em 09/06/2018.
- [2] ICAO Safety, Accident Statistics, <https://www.icao.int/safety/iStars/Pages/Accident-Statistics.aspx>, Consultado em 07/01/2019.
- [3] *AC 20-146 Methodology for Dynamic Seat Certification by Analysis for use in parts 23, 25, 27, 29 Airplanes and Rotorcrafts*, 2003.
- [4] *ASAE ARP 5765: Analytical Methods for Aircraft Seat Design and Evaluation*, 2007.
- [5] DeHaven, H. (1942). Mechanical analysis of survival in falls from heights of fifty to one hundred and fifty feet. *War medicine*, 2, 586-596.
- [6] Stapp, J. P., and Taylor, E. R. (1964). *Space cabin landing impact vector effects on human physiology*. AIR FORCE RESEARCH LAB WRIGHT-PATTERSON AFB OH.
- [7] K. Schmitt, P. F. Niederer, M. H. Muser e F. Walz,(2004). *Trauma Biomechanics: An Introduction to Accidental Injury*, Springer, ed:Berlin Springer.
- [8] Wilson, R. A. (1970). A review of vehicle impact testing: how it began and what is being done. *SAE transactions*, 1453-1467.
- [9] GTidbury, G. H. (1980). Vehicle structural analysis: a survey. *International Journal of Vehicle Design*, 1(2), 165-172.
- [10] Thompson, J. E. (1973). *Vehicle crush prediction using finite-element techniques* (No. 730157). SAE Technical Paper.
- [11] Belytschko, T., and Hsieh, B. J. (1973). Non-linear transient finite element analysis with convected coordinates. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 7(3), 255-271.
- [12] Laananen, D. H., Bolukbasi, A. O., and Coltman, J. W. (1983). *Computer Simulation of an Aircraft Seat and Occupant in a Crash Environment. Volume 1. Technical Report* (No. TR-82401). SIMULA INC TEMPE AZ.
- [13] Laananen, D. H., and Winkelman, K. L. (1996). Analysis of energy-absorbing seat configurations for aircraft. *International journal of crashworthiness*, 1(4), 355-368.
- [14] Hooper, S. J., and Ellis, D. R. (1996). Aviation safety and crashworthy seat design. *International journal of crashworthiness*, 2(1), 39-54.

- [15] Lankarani, H. M., and Hooper, S. J. (1999). Application of Computer-Aided analysis tools for aircraft occupant and seat crashworthiness problems. *International journal of crashworthiness*, 4(4), 433-448.
- [16] Marcus, J. H. (1996). *Dummy and injury criteria for aircraft crashworthiness* (No. DOT/FAA/AM-96/11). FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION OKLAHOMA CITY OK CIVIL AEROMEDICAL INST.
- [17] Hutchinson, J., Kaiser, M. J., and Lankarani, H. M. (1998). The head injury criterion (HIC) functional. *Applied mathematics and computation*, 96(1), 1-16.
- [18] Ayyar, A., and Laananen, D. H. (2001). Prediction of head and neck injury in transport aircraft seats as a function of occupant size and seat configuration. *International journal of crashworthiness*, 6(2), 263-274.
- [19] *U.S. Code of Federal Regulations*, Title 14, Parts 23.561, 23.785, 25.561, 25.785, 27.561, 27.785, 29.561, 29.785.
- [20] Nagarajan, H., McCoy, M., and Lankarani, H. M. (2005). Design of HIC compliant aircraft bulkheads and cabin class divider panels. *International Journal of Crashworthiness*, 10(5), 525-534.
- [21] Bhonge, P. S., and Lankarani, H. M. (2011). Fine-tuning nonlinear finite element analysis methodology for aircraft seat certification using component level testing and validation. *International Journal of Vehicle Structures and Systems*, 3(2), 129-138.
- [22] P. S. Bhonge e H. M. Lankarani (2008). Finite Element Modeling Strategies for Aircraft for Dynamic Aircraft Seats, *SAE-Wichita Aviation Technology Conference*.
- [23] N. Dhole, V. Yadav e G. Olivares. (2012,June) Certification by Analysis of a Typical Aircraft Seat, *12th International LS-DYNA Users Conference*, Detroit, Michigan, USA.
- [24] Martins A.P. (2016), *Análise de Modelos Numéricos para a Simulação do Interior de uma Carruagem em Condições de Impacto*. (Dissertação de Mestrado). Faculdade de Ciências e Tecnologias da Universidade Nova de Lisboa.
- [25] Martins A.P. e Carvalho M. (2017). Validação de modelo numérico para avaliação da resposta biomecânica de passageiros em acidente ferroviário, *7.º Congresso Nacional de Biomecânica*.
- [26] Carvalho, M., Martins, A., and Milho, J. (2018). Validation of a railway inline seating model for occupants injury biomechanics. *International Journal of Crashworthiness*, 23(3), 328-335, DOI:10.1080/13588265.2017.1328651.
- [27] Huculak, R. D., Vieira, J. D., and Lankarani, H. M. (2018) Kinematics Extraction of the ATD Head Impact Component Tester from Angular Rate Sensor and Accelerometer Data, *5th International Conference on Multibody Systems*, Instituto Superior Técnico.
- [28] R. Mesquita (2013), *Projeto assistido por computador de assentos para aeronaves*. (Tese de Mestrado). Instituto Superior Técnico.
- [29] *U.S. Code of Federal Regulations*, Title 14, Part 25.562.

-
- [30] Coltman, J. W., Ingen, C. V., Johnson, N. B., and Zimmerman, R. E. (1989). Aircraft Crash Survival Design Guide. Volume 2. *Aircraft Design Crash Impact Conditions and Human Tolerance*. SIMULA INC PHOENIX AZ.
- [31] Humanetics Innovative Solutions, *Crash Test Dummies*, <http://www.humaneticsa-t-d.com/crash-test-dummies>, Consultado em 17/07/18.
- [32] Yoganandan, N., Nahum, A. M., and Melvin, J. W. (Eds.). (2014). *Accidental injury: biomechanics and prevention*. Springer.
- [33] *U.S. Code of Federal Regulations*, Title 49, Part 571.208, U.S. GPO, Washington, DC.
- [34] Dhole, N. E. (2010). *Development and validation of a finite element model of a transport aircraft seat under part 25.562 dynamic test conditions* (Dissertação de Douto-ramento, Wichita State University).
- [35] Livermore Software Technology Corporation, *LS-DYNA keyword user's manual volume I*, 2016.
- [36] Sonnenschein, U. (2008). Modelling of bolts under dynamic loads, 7th *LS-DYNA Anwenderforum, Bamberg, Germany*.
- [37] Hadjioannou, M., Stevens, D., and Barsotti, M. (2016). Development and Validation of Bolted Connection Modeling in LS-DYNA for Large Vehicle Models. In 14th *International LS-DYNA Users Conference, Austin, Texas, USA*.
- [38] Livermore Software Technology Corporation, *LS-DYNA keyword user's manual volume II*, 2016.
- [39] LS-DYNA Support, *How contact works*, <https://www.dynasupport.com/tutorial/contact-modeling-in-ls-dyna/how-contact-works>, Consultado em 03/05/2018.
- [40] LS-DYNA Support, *Contact types*, <https://www.dynasupport.com/tutorial/contact-modeling-in-ls-dyna/contact-types>, Consultado em 03/05/2018.
- [41] Livermore Software Technology Corporation, *Contact in LS-DYNA*, http://ftp.lstc.com/anonymous/outgoing/support/FAQ_docs/contact.pdf, Consultado em 03/08/2018.
- [42] Livermore Software Technology Corporation, *Hourglass (HG) Modes*, <http://ftp.lstc.com/anonymous/outgoing/jday/hourglass.pdf>, Consultado em 20/06/2018.
- [43] LS-DYNA Support, *Hourglass*, <https://www.dynasupport.com/howtos/element/hourglass>, Consultado em 20/06/2018.
- [44] LS-DYNA Support, *Negative volume in soft materials*, <https://www.dynasupport.com/howtos/material/negative-volume-in-soft-materials>, Consultado em 22/06/2018.
- [45] Bala S. e Day J. *General Guidelines for Crash Analysis in LS-DYNA*, Livermore Software Technology Corporation.
- [46] Bala S. *Best practices for modeling recoverabl low density foams - by example*, <https://www.d3view.com/2008/01/contact-interior-for-foams-honeycombs-and-rubbers/>, Consultado em 15/08/2018.